

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

VÉRIFICATION DU BANC D'ESSAI D'ÉMULATION D'AMARRAGE DE
SATELLITES DE L'AGENCE SPATIALE CANADIENNE

SÉBASTIEN LAURIER CHAPLEAU
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)

AVRIL 2006



Library and
Archives Canada

Bibliothèque et
Archives Canada

Published Heritage
Branch

Direction du
Patrimoine de l'édition

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence

ISBN: 978-0-494-17949-9

Our file Notre référence

ISBN: 978-0-494-17949-9

NOTICE:

The author has granted a non-exclusive license allowing Library and Archives Canada to reproduce, publish, archive, preserve, conserve, communicate to the public by telecommunication or on the Internet, loan, distribute and sell theses worldwide, for commercial or non-commercial purposes, in microform, paper, electronic and/or any other formats.

The author retains copyright ownership and moral rights in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

AVIS:

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque et Archives Canada de reproduire, publier, archiver, sauvegarder, conserver, transmettre au public par télécommunication ou par l'Internet, prêter, distribuer et vendre des thèses partout dans le monde, à des fins commerciales ou autres, sur support microforme, papier, électronique et/ou autres formats.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur et des droits moraux qui protègent cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

In compliance with the Canadian Privacy Act some supporting forms may have been removed from this thesis.

Conformément à la loi canadienne sur la protection de la vie privée, quelques formulaires secondaires ont été enlevés de cette thèse.

While these forms may be included in the document page count, their removal does not represent any loss of content from the thesis.

Bien que ces formulaires aient inclus dans la pagination, il n'y aura aucun contenu manquant.


Canada

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé:

VÉRIFICATION DU BANC D'ESSAI D'ÉMULATION D'AMARRAGE DE
SATELLITES DE L'AGENCE SPATIALE CANADIENNE

présenté par: LAURIER CHAPLEAU Sébastien

en vue de l'obtention du diplôme de: Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de:

M. GOURDEAU Richard, Ph.D., président

M. BARON Luc, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. MARTIN Éric, Ph.D., membre et codirecteur de recherche

M. BOUKAS El-Kébir, Ph.D., membre

à Caroline Elisa Audet

REMERCIEMENTS

Mes remerciements vont à tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à l'avancement de ce projet. En particulier :

Luc Baron, mon directeur de recherche, qui m'a été d'une aide déterminante pour la réalisation de ce projet, et à qui je suis redevable pour ses conseils et son encadrement.

Éric Martin, mon codirecteur de recherche, qui m'a supervisé tout au long de mon projet de recherche à l'Agence spatiale canadienne, et m'a apporté un soutien important lors de la rédaction de ce mémoire.

L'équipe de l'Agence spatiale canadienne pour son accueil, son soutien constant et sa disponibilité.

RÉSUMÉ

Ce mémoire présente le banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites utilisant une simulation avec matériels dans la boucle de l'Agence spatiale canadienne (ASC) et la procédure utilisée pour en faire la vérification. L'ingéniosité de ce projet réside dans l'utilisation d'un manipulateur sériel à six degrés de liberté pour permettre l'émulation de la trajectoire relative du satellite chasseur par rapport au satellite cible. Le manipulateur employé pour ce projet est celui du Special Purpose Dexterous Manipulator (SPDM) Task Verification Facility (STVF), un banc d'essai déjà fonctionnel à l'ASC. Cette trajectoire relative est calculée au niveau d'un simulateur d'amarrage de satellites modélisé dans un environnement SIMULINK/MATLAB, puis transmise au contrôleur du manipulateur pour commander son positionnement. Un prototype de l'effecteur du satellite chasseur est installé au niveau des pinces du manipulateur et le prototype du préhenseur-connecteur du satellite cible est riveté sur un capteur de forces et moments fixé au sol devant le manipulateur. Ce capteur est alors utilisé pour mesurer les forces et moments générés par le contact de ces deux prototypes afin de les appliquer sur les modèles dynamiques des satellites au niveau du simulateur. Ce type de banc d'essai permet l'émulation de différentes configurations de satellites sans requérir l'utilisation de maquettes complexes et sans qu'il soit nécessaire de déterminer précisément les propriétés surfaciques des effecteurs. Des essais préliminaires d'émulation avec ce banc d'essai, ont permis de constater une importante instabilité au niveau du mouvement du manipulateur lors du contact. Dans le but d'identifier la source de cette instabilité une vérification des différentes composantes du banc d'essai s'est avérée nécessaire.

Le premier grand volet de ce projet consistait en une vérification et amélioration du simulateur d'amarrage en vue de sa validation complète. Cette validation a été

effectuée en analysant en premier lieu chacun de ses sous-systèmes individuellement pour ensuite analyser son comportement global en mode de simulation numérique pure avec un modèle de contact. Des erreurs, ayant plus ou moins d'influence sur les résultats, ont été repérées et corrigées au niveau du simulateur.

Le deuxième grand volet du projet consistait en la vérification du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites. Durant cette procédure de vérification, nous avons pu améliorer la fonctionnalité de différents équipements physiques constituant le banc d'essai. Suivant ces modifications, une analyse des résultats d'émulation nous a permis de constater une augmentation de l'énergie de mouvement des satellites au moment de l'impact. En limitant la nature des émulations aux cas d'impacts centrés sans la présence d'un mécanisme compliant au niveau du modèle du satellite chasseur, nous avons pu démontrer que la variation de l'énergie de mouvement des satellites est grandement reliée à leurs propriétés inertielles et aux filtres utilisés dans l'émulateur pour accommoder les forces et moments mesurés. L'optimisation de ces filtres et une analyse plus exhaustive ont permis de constater que les variations d'énergie sont dues à la méthode de contrôle du manipulateur et à une mauvaise évaluation des pertes au niveau de ses actionneurs. Ainsi, en raison de ces variations d'énergie plutôt imprévisibles, nous avons conclu que nous ne pouvons nous fier au simulateur d'amarrage de satellites utilisé conjointement avec le banc d'essai de STVF. L'emploi d'un manipulateur plus rapide, si toutefois les sources de perte d'énergie peuvent être déterminées avec précision, pourrait permettre l'exécution efficace de ce type d'émulation.

ABSTRACT

This thesis presents the spacecraft docking emulation test-bed using hardware-in-the loop simulation (HLS) developed at the Canadian Space Agency (CSA), and the method used for its verification. The particularity of this project lies in the use of a six-degree-of-freedom serial manipulator with hardware-in-the-loop simulation in order to emulate the relative trajectory of the chaser satellite compared to the target satellite. The manipulator used for this project is the same as the one used for the Special Purpose Dextrous Manipulator (SPDM) Task Verification Facility (STVF), a test-bed that is already functional at the CSA. This relative trajectory is calculated in the docking simulator, which is modelled within a SIMULINK/MATLAB environment, and transmitted to the controller of the manipulator to order its positioning. A prototype of the chaser satellite's end-effector is installed on the gripper of the manipulator and the prototype of the target satellite's grapple fixture is riveted on a force/moment sensor which is fixed on the ground in front of the manipulator. This sensor is then used to measure the forces and moments generated by the contact of these two prototypes in order to apply them to the dynamic models of the spacecrafts in the simulator. This type of test-bed allows for the emulation of various configurations of spacecrafts without requiring the use of complex models and without it being necessary to precisely determine the surface properties of the end-effectors. Preliminary emulation tests using this test-bed demonstrated a significant lack of stability with regard to the movement of the manipulator during contact. In order to identify the source of this instability, it was determined that a verification of the various components of the test-bed would be performed.

The first part of this project involved the verification and improvement of the docking simulator in aim of its complete validation. This was carried out initially

by analyzing each individual subsystem of the docking simulator, followed by the analysis of its overall behaviour in numerical simulation mode with a contact model. Errors within the simulator, which had more or less influence on the results, were located and subsequently corrected.

The second part of the project consisted in the verification of the spacecraft docking emulation test-bed. In the course of this verification procedure, we were able to improve the functionality of a number of physical components of the test-bed. Following these modifications, an analysis of the emulation results showed an increase in the energy derived from the movement of the spacecrafts upon impact. By limiting emulation tests to cases of direct central impact without the presence of a compliant mechanism in the model of the chaser satellite, we were able to establish that this variation of energy is closely linked to the inertial properties of the spacecrafts as well as to the filters used within the emulator for the measured forces and moments. The optimization and thorough analysis of these filters enabled us to observe that the variation of energy is linked to the method of control of the manipulator and is the result of a poor evaluation of the energy loss caused by its actuators. Considering these rather unforeseeable variations of energy, we concluded that the docking simulator cannot be relied upon when used jointly with the STVF test-bed. With the use of a faster manipulator, provided that the sources of energy loss may be accurately determined, it remains possible that this type of emulation could be successfully carried out.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iv
REMERCIEMENTS	v
RÉSUMÉ	vi
ABSTRACT	viii
TABLE DES MATIÈRES	x
LISTE DES FIGURES	xiv
LISTE DES NOTATIONS ET DES SYMBOLES	xix
LISTE DES ACRONYMES ET RÉFÉRENTIELSxxiii
LISTE DES TABLEAUXxxv
LISTE DES ANNEXESxxvi
INTRODUCTION	1
0.1 Simulation numérique pure	2
0.2 Bancs d'essai matériels	3
0.3 Bancs d'essai hybrides	5
0.4 Approche de l'Agence spatiale canadienne	7
CHAPITRE 1 STVF ET LE PROJET D'ÉMULATION D'AMARRAGE DE L'ASC	9
1.1 Banc d'essai STVF de l'ASC	9
1.2 Sous-systèmes du modèle d'émulation de STVF	11

1.3	Référentiels du banc d'essai de STVF	14
1.4	Projet d'émulation d'amarrage de satellites de l'ASC	16
CHAPITRE 2 VALIDATION DE STVF		20
2.1	Modèle de simulation dynamique	21
2.2	Tests sans contact	21
2.3	Dynamique du robot contraint avec un environnement de faible rigidité	22
2.4	Réponse dynamique du robot à une impulsion	22
2.5	Dynamique du robot contraint rigide	23
2.6	Domaine d'instabilité	23
2.7	Incidence des tests de vérification de STVF	24
CHAPITRE 3 VALIDATION ET AMÉLIORATION DU SIMULATEUR D'AMARRAGE		25
3.1	Bloc "Contact_FM"	26
3.1.1	Élimination du bruit venant du capteur de force en l'absence de contact	28
3.1.2	Changement de référentiel	30
3.2	Bloc "Chaser Satellite for HLS"	31
3.2.1	Comportement du "V_z Controller"	33
3.2.2	Comportement dynamique	34
3.3	Bloc "Target Satellite"	36
3.3.1	Comportement dynamique	37
3.4	Bloc "Rel. Pos. Target_Chaser"	39
3.5	Bloc "Data Preparation for STVF"	41
3.6	Sous-système "SS_ati"	42
3.7	Simulateur en mode de simulation numérique pure	43
3.8	Rapport sur la validation du simulateur d'amarrage	44

CHAPITRE 4	VÉRIFICATION ET AMÉLIORATION DU BANC D'ES-	
	SAI D'ÉMULATION D'AMARRAGE	47
4.1	Calibrage du capteur de force	49
4.2	Transmission des données	49
4.3	Positionnement des référentiels	50
4.3.1	WSFP	51
4.3.2	ORUWS	52
4.3.3	Référentiels des satellites	53
4.3.4	ATI	54
4.4	Fidélité des résultats	55
4.5	Quantité de mouvement et moment angulaire	57
4.5.1	Notions théoriques	58
4.5.2	Tests d'impacts centrés	62
4.5.3	Tests d'impacts décentrés	67
4.6	Étude énergétique	69
4.6.1	Notions théoriques	70
4.6.2	Essais préliminaires	72
4.6.3	Essais paramétriques	74
4.6.3.1	Influence de la vitesse d'approche	79
4.6.3.2	Influence du filtre "Filter_high_lvl"	82
4.6.3.3	Influence du filtre "Filter_low_lvl"	83
4.6.3.4	Influence du gain D	84
4.6.3.5	Influence de la variation simultanée des paramètres	85
4.7	Sources d'erreur	90
4.7.1	Forces d'impact	90
4.7.2	Influence du contrôleur du robot SMT	93
4.7.3	Influence du correcteur PI	95
4.7.4	Incidence des sources d'erreur	96

4.8 Tests réalisés avec l'effecteur de MDA Space Missions	98
4.9 Rapport sur la vérification du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites	100
CONCLUSION	102
5.1 Travail réalisé	102
5.2 Limites du projet et perspectives	103
RÉFÉRENCES	105
ANNEXES	109

LISTE DES FIGURES

FIG. 1	Banc d'essai de capture de satellites de MDA Space Missions.	6
FIG. 2	Rendezvous and Docking Operation Test System (JAXA).	6
FIG. 1.1	Space Station Remote Manipulator System (ASC).	10
FIG. 1.2	Mobile Servicing System (ASC).	10
FIG. 1.3	Special Purpose Dextrous Manipulator (ASC).	10
FIG. 1.4	Banc d'essai STVF (ASC).	10
FIG. 1.5	Modèle d'émulation de STVF.	13
FIG. 1.6	Schéma de contrôle théorique de STVF.	14
FIG. 1.7	Référentiels du banc d'essais de STVF et d'amarrage de satellites.	15
FIG. 1.8	Modèle de l'émulateur d'amarrage de satellites.	18
FIG. 3.1	Modèle du simulateur d'amarrage de satellite.	26
FIG. 3.2	Bloc "Contact_FM".	27
FIG. 3.3	Bloc "Contact_FM/HLS" avec le bloc "Dead Zone" et "Coulomb and Viscous Friction".	27
FIG. 3.4	Bloc "Contact_FM/HLS" après modification (avec le bloc "Transfertzone").	29
FIG. 3.5	Bloc "Transfertzone" pour la force F_x .	30
FIG. 3.6	Bloc "Chaser Satellite for HLS".	32
FIG. 3.7	Modèle du satellite chasseur.	32
FIG. 3.8	Effet du "V_z Controller" sur le point-cible pour une commande en vitesse de 8,75 mm/s.	34

FIG. 3.9	Réponse dynamique de l'effecteur du satellite chasseur à une force indicielle de 50 N avec les propriétés du Tableau 3.1 ; (a) Trajectoire déterminée avec l'éq. (3.1) ; (b) Trajectoire calculée par le simulateur ; (c) Erreur de trajectoire du simulateur par rapport à celle de l'éq. (3.1).	37
FIG. 3.10	Modèle du satellite cible.	38
FIG. 3.11	Réponse dynamique du satellite cible de 90,7 kg à une force indicielle de 50 N ; (a) Trajectoire déterminée avec l'éq. (3.6) ; (b) Trajectoire calculée par le simulateur ; (c) Erreur de trajectoire du simulateur par rapport à celle de l'éq. (3.6).	39
FIG. 3.12	Résultats d'une simulation d'amarrage avec le module CDT ; (a) Vitesse normale relative calculée ; (b) Force normale de contact calculée.	44
FIG. 4.1	Effecteur à bout sphérique (<i>round peg</i>).	47
FIG. 4.2	Positionnement de l'ATI et des plaques de fixation sur le FP.	55
FIG. 4.3	Fidélité des vitesses du satellite chasseur après impact lors des tests d'émulation présentés au Tableau 4.2.	57
FIG. 4.4	Scénario de collision entre le satellite chasseur et le satellite cible.	60
FIG. 4.5	Force normale de contact mesurée ; (a) Par la simulation numérique pure ; (b) Par l'émulation avec le robot SMT ; selon la configuration du Tableau 4.3.	63
FIG. 4.6	Disposition des filtres "Filter_high_lvl" et "Filter_low_lvl", et du gain D au niveau du schéma de contrôle du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites.	65
FIG. 4.7	Conservation de la quantité de mouvement après impact centré (calcul avec la vitesse des effecteurs selon la configuration du Tableau 4.3).	66

FIG. 4.8	Résultats du test d'émulation d'impact décentré ; (a) Position relative du satellite chasseur par rapport au satellite cible selon la direction $+y$ du référentiel du satellite cible ; (b) Moment généré sur le satellite cible ; selon la configuration du Tableau 4.3.	68
FIG. 4.9	Résultats du calcul par la méthode d'impulsion angulaire (a) Vitesse angulaire du satellite cible théorique ; (b) Différence entre la vitesse angulaire du satellite cible du simulateur lors du test d'émulation et celle théorique ; selon la configuration du Tableau 4.3.	70
FIG. 4.10	Énergie cinétique des satellites (calcul avec la vitesse des effecteurs selon la configuration du Tableau 4.3).	73
FIG. 4.11	Force normale de contact d'un impact centré en fonction du temps.	75
FIG. 4.12	Variation du coefficient de restitution en fonction de la vitesse d'impact pour des matériaux de différente dureté (Stronge, 2004).	77
FIG. 4.13	Variation du coefficient de restitution en fonction de la dureté dynamique p_d . Cercle plein - acier ; triangle - Aliage d'aluminium ; carré - laiton ; cercle ouvert - plomb. (Johnson, 2004).	78
FIG. 4.14	Ratio de l'énergie cinétique après l'impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes vitesses d'approche ; $m_C = m_T$	81
FIG. 4.15	Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_H ; $f_L = 5$ Hz, $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5mm/s$ (* Configuration initiale).	82

FIG. 4.16	Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_L ; $f_H = 4$ Hz, $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{mm/s}$ (* Configuration initiale).	84
FIG. 4.17	Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes valeurs du gain D ; $f_H = 4$ Hz, $f_L = 5$ Hz, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{mm/s}$ (* Configuration initiale).	85
FIG. 4.18	Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la variation de D et f_L ; $f_H = 7$ Hz, $m_C = m_T = 750$ kg et $v_C(t_0) = 5\text{mm/s}$	86
FIG. 4.19	Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_H lorsque $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{mm/s}$; (a) $f_L = \sim 0$ Hz; (b) $f_L = 10$ Hz; (c) $f_L = 20$ Hz; (d) $f_L = \infty$ Hz.	88
FIG. 4.20	Comparaison de Q en fonction de la masse du satellite cible avec la combinaison optimale des paramètres d'influence pour $m_C=1500$ kg et pour $m_C = m_T$; $v_C(t_0)=5$ mm/s.	89
FIG. 4.21	Force normale de contact lors de l'émulation de l'impact entre les deux satellites avec une vitesse d'approche de 5 mm/s et selon la combinaison optimale des paramètres d'influence; (a) Pour des satellites de 1500 kg; (b) Pour des satellites de 400 kg.	92
FIG. 4.22	Trajectoire des pinces du robot SMT par rapport à celle du point-cible; (a) Déviation de la trajectoire des pinces; (b) Agrandi des trajectoires pour la période de contact.	94

FIG. 4.23	Effet de l'intégrateur PI sur la trajectoire des pinces du robot SMT par rapport à celle du point-cible ; (a) Pour des satellites de 8000 kg ; (b) Pour des satellites de 400 kg.	97
FIG. 4.24	Effecteur de MDA Space Missions installé sur le robot SMT pour l'émulation d'amarrage de satellites.	99
FIG. 5.1	Robot HEXA (Kim, 2000).	104
FIG. I.1	Spécifications du capteur de force ATI (ATI Industrial Automation - http ://www.ati-ia.com/).	109
FIG. II.1	Modèle du système équivalent pour le satellite chasseur. . .	113
FIG. II.2	Force arbitraire en fonction du temps.	117

LISTE DES NOTATIONS ET DES SYMBOLES

Symbole	Signification	Unités
\mathbf{a} :	vecteur accélération linéaire	m/s ²
c :	constante d'amortissement	
C, C_1, C_2, C'_2, C'_1 :	constantes	
D :	valeur du gain D	
e :	coefficient de restitution	
f_H :	fréquence de coupure du filtre "Filter_high_lvl"	Hz
f_L :	fréquence de coupure du filtre "Filter_low_lvl"	Hz
f_n :	fréquence naturelle (Hz)	Hz
F_0 :	amplitude de la force indicielle	N
\mathbf{F} :	vecteur force	N
F_{ij} :	force appliquée par i sur j	N
F_d :	force d'impact durant la période de déformation	N
F_P :	force au point P	N
F_r :	force d'impact durant la période de restitution	N
F_x :	force selon la direction x	N
\mathbf{G} :	quantité de mouvement	kg · m/s
\mathbf{H}_G :	moment angulaire par rapport au centre de masse	kg · m ² · rad/s
\mathbf{I}_G :	moment d'inertie par rapport au centre de masse	kg · m ²
k :	constante de rigidité du ressort	N/m

Symbole	Signification	Unités
K :	énergie cinétique	J
m :	masse	kg
\mathbf{M} :	moment	N · m
\mathbf{M}_G :	moment par rapport au centre de masse	N · m
\mathbf{M}_{Gi} :	moment appliqué au centre de masse du système i	N · m
\mathbf{n} :	vecteur unitaire	
p_d :	dureté dynamique	
Q :	ratio de l'énergie cinétique après impact	
\mathbf{r} :	vecteur position	m
\mathbf{R} :	matrice de rotation	
s, s_1, s_2 :	racines de l'équation caractéristique	1/s ²
t :	temps	s
t_0 :	valeur de t juste avant l'impact	s
t_1 :	valeur de t au maximum de déformation	s
t_2 :	valeur de t juste après l'impact	s
\mathbf{v} :	vecteur vitesse linéaire	m/s
\mathbf{w} :	vecteur vitesse angulaire	rad/s
$\dot{\mathbf{w}}$:	vecteur accélération angulaire	rad/s ²
z :	coordonnée cartésienne selon la direction z	m
\dot{z} :	vitesse cartésienne selon la direction z	m/s
\ddot{z} :	accélération cartésienne selon la direction z	m/s ²
z_{i0} :	valeur de z du système i à $t=0$	m
\dot{z}_{i0} :	valeur de \dot{z} du système i à $t=0$	m/s
z_0 :	valeur de z à t_0	m

Symbole	Signification	Unités
z_2 :	valeur de z à t_2	m
z' :	valeur de z à la surface de contact de l'ATI	m
Z_j :	amplitude de $z_j(t)$	m
$\Delta \mathbf{G}$:	impulsion linéaire	kg · m/s
ΔG_{ij} :	impulsion linéaire appliquée par i sur j	kg · m/s
$\Delta \mathbf{H}_G$:	impulsion angulaire par rapport au centre de masse	kg · m ² · rad/s
$\Delta \tau$:	incrément de temps	s
ζ :	rapport d'amortissement	
τ :	temps	s
ϕ_j :	déphasage de $z_j(t)$	rad
ω :	fréquence de vibration	rad/s
ω_d :	fréquence naturelle amortie	rad/s
ω_n :	fréquence naturelle	rad/s

INDICES

C :	satellite chasseur
CM :	centre de masse du système
eq :	valeur équivalente
E :	effecteur du satellite chasseur
r :	valeur relative
T :	satellite cible

OPÉRATIONS

$()^{(1)}$:	valeur initiale de $()$
$()^{(2)}$:	nouvelle valeur de $()$

Symbole	Signification	Unités
$()^T :$	transposé de $()$	
$()_i :$	$()$ du système i ou du référentiel i	
$()_{i/j} :$	$()$ du référentiel i par rapport au réf. j	
$[()]_i :$	$()$ exprimé dans le référentiel i	
$()_{i/j}^{ORUWS} :$	$()$ du référentiel i par rapport au réf. j exprimé dans le réf. <i>ORUWS</i> pour j positionné au réf. <i>ORUWS</i>	

LISTE DES ACRONYMES ET RÉFÉRENTIELS

Acronyme	Signification
ABMS :	Air-Bearing Mobility Simulators
ASC :	Agence spatiale canadienne
CDT :	Contact Dynamic Toolkit
CSA :	Canadian Space Agency
CX-OLEV :	ConeXpress Orbital Life Extension Vehicle
DARPA :	Defense Advanced Research Projects Agency
DBS :	Double Barbell Simulator
DLR :	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt - German Space Center
DTF :	Docking Test Facility
EFFORTS :	Experimental Free-Floating Robot Satellite Simulator
FKA :	Agence spatiale fédérale russe
FP :	Force Plate
HLS :	Hardware in the Loop Simulation
ISS :	International Space Station
JAXA :	Japan Aerospace eXploration Agency
MOTS :	MSS Operation and Training Simulator
MSFC :	Marshall Space Flight Centre
MSS :	Mobile Servicing System
NASA :	National Aeronautics and Space Administration
ORU :	Orbital Replacement Unit
OTCME :	ORU Tool Changeout Mechanism Emulator
RDOTS :	Rendezvous and Docking Operation Test System
SMT :	STVF Manipulator Test-bed
SPDM :	Special Purpose Dextrous Manipulator

Acronyme	Signification
SPOTS :	Space Station Portable Operations Training Simulator
SSRMS :	Space Station Remote Manipulator System
STVF :	SPDM Task Verification Facility
SYMOFROS :	SYmbolic MOdelling of Flexible RObots and Simulation
TECSAS :	TEchnology SATellite for demonstration and verification of Space systems
TIT :	Tokyo Institute of Technology
USAF :	United State Air Force
Référentiel	Signification
<i>ATI</i> :	référentiel du capteur de l'ATI
<i>CMC</i> :	centre de masse du corps principal du satellite chasseur
<i>CMEE</i> :	centre de masse de l'effecteur du satellite chasseur
<i>CMT</i> :	centre de masse du satellite cible
<i>EE</i> :	effecteur du satellite cible
<i>IC</i> :	référentiel interne du satellite chasseur
<i>IEE</i> :	référentiel interne de l'effecteur du satellite chasseur
<i>IT</i> :	référentiel interne du satellite cible
<i>OEE</i> :	référentiel externe de l'effecteur du satellite chasseur
<i>ORUWS</i> :	aire de travail du ORU
<i>p</i> :	pinces du robot SMT
<i>World</i> :	référentiel global
<i>WSFP</i> :	aire de travail du FP

LISTE DES TABLEAUX

TAB. 3.1	Configuration du satellite chasseur pour la Figure 3.9	35
TAB. 3.2	Propriétés des satellites pour la Figure 3.12.	44
TAB. 3.3	Résumé des vérifications et des améliorations apportées au simulateur d'amarrage de satellites.	45
TAB. 4.1	Paramètres du modèle de contact <i>point-to-plane</i>	49
TAB. 4.2	Configurations du satellite chasseur pour l'étude de la fidélité des résultats.	56
TAB. 4.3	Configurations des satellites pour les Figures 4.5, 4.7, 4.8, 4.9 et 4.10.	62
TAB. 4.4	Valeurs des paramètres d'influence pour les tests d'impact lorsque $m_C = m_T$	86
TAB. 4.5	Valeurs des paramètres d'influence pour les tests d'impact lorsque $m_C \neq m_T$	86
TAB. 4.6	Résumé des vérifications et des améliorations apportées au banc d'essai d'amarrage de satellites.	100

LISTE DES ANNEXES

ANNEXE I	SPÉCIFICATIONS DE L'ATI	109
ANNEXE II	RÉPONSE DYNAMIQUE DES SATELLITES À UNE FORCE INDICIELLE	111
II.1	Satellite chasseur	111
II.2	Satellite cible	118
ANNEXE III	RELATION ENTRE LA RATIO D'ÉNERGIE CINÉTIQUE APRÈS IMPACT ET LE COEFFICIENT DE RESTITU- TION	119

INTRODUCTION

Les procédures d'amarrage et de capture de véhicules spatiaux font l'objet de recherches avancées dans le contexte actuel de l'ingénierie spatiale, étant donné le nombre croissant de projets nécessitant des techniques d'amarrage optimisées, tel que la construction de la station spatiale internationale (ISS - International Space Station) qui requiert l'installation de différents modules. Dans ce travail de précision, les navettes spatiales de la NASA (National Aeronautics and Space Administration) ainsi que les capsules Soyouz de la FKA (Agence spatiale fédérale russe) doivent être amarrées à l'ISS pour le bon avancement du projet. Dans d'autres contextes, plusieurs missions de démonstration nécessitent ces types d'opérations, telles que Orbital Express ¹ par le DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) (Potter, 2002), TECSAS (TEChnology SATellite for demonstration and verification of Space systems) par DLR (Martin, 2005b) et CX-OLEV (ConeXpress Orbital Life Extension Vehicle) ². Il faut également penser aux opérations de réparation et de ravitaillement des satellites présentement en fonction de même qu'à l'assemblage en orbite, l'échange d'équipage, la re-alimentation et le retour au sol, qui sont toutes des tâches nécessitant des manœuvres d'accostage.

La capture et l'amarrage de véhicules spatiaux figurent parmi les procédures les plus risquées au niveau des missions spatiales. Un simple désalignement de quelques degrés ou une variation de vitesse de quelques centimètres par seconde au niveau de la trajectoire d'approche des deux véhicules peut gravement compromettre la réussite de l'amarrage. Advenant un échec, les deux véhicules ne s'amarreront pas et un deuxième essai de capture sera tenté avec une nouvelle trajectoire d'approche,

¹La mission Orbital Express a pour objet le réapprovisionnement et la reconfiguration de satellites.

²<http://www.orbitalrecovery.com/>

nécessitant ainsi des poussées supplémentaires pour la correction d'orbite, et une utilisation accrue de comburant. Un autre scénario possible suite à une mauvaise trajectoire d'approche est le bris de l'effecteur de l'un des deux véhicules. Dans ce cas, l'effecteur endommagé doit être réparé avant toute nouvelle tentative d'amarrage, ce qui ne peut être réalisé lorsqu'il s'agit d'amarrage ou de capture autonome de véhicules (Hays, 2004). Pour ne pas mettre en péril de telles missions, il est donc impératif de bien connaître le comportement dynamique des deux engins durant toute la phase de contact. Pour ce faire, trois méthodes d'analyse dynamique de contact sont utilisées mondialement : la simulation numérique pure, les bancs d'essai matériels (*hardware test-bed*) et les bancs d'essai hybrides (Yokota, 1998; Tarao, 2000).

0.1 Simulation numérique pure

La simulation numérique pure implique l'utilisation de modèles mathématiques pour la simulation de la dynamique de contact entre les deux véhicules, communément appelés des modèles de contact (*contact dynamics model*).

Le Contact Dynamic Toolkit (CDT) de MDA Space Missions ³ (Ma, 2000) et le modèle de contact *point-to-plane* de l'Agence spatiale canadienne (ASC) sont deux bons exemples de modèles de contact. Le CDT est un module d'extension pour la modélisation et la simulation de la dynamique de corps mécaniques sous l'action de contacts et de contraintes discontinus. Le modèle CDT peut simuler le comportement dynamique lors de situations de contact (impact, contrecoup, glissement, roulement, coincement, etc.) pour différentes configurations inertielles et géométries d'effecteurs (Martin, 2005c). Pour sa part, le modèle de contact *point-*

³Anciennement dénommé MD Robotics

to-plane de l'ASC est un modèle beaucoup plus simple permettant de générer les forces de contact causées par la simulation d'impact d'une sphère sur une surface plane. D'autres modèles de contact sont présentement en développement à l'ASC pour permettre une modélisation plus précise des comportements dynamiques lors de contacts plus complexes (Gonthier, 2004).

Par contre, l'utilisation de simulations numériques pures pour l'amarrage ou la capture de véhicules spatiaux comporte certains inconvénients non négligeables. Entre autres, pour obtenir des résultats concordants, la géométrie des surfaces de contact des véhicules doit être modélisée avec minutie. De plus, les propriétés surfaciques telles que les rigidités et les coefficients de friction doivent être déterminées avec précision, car les modèles de contact sont très sensibles à la variation de ces paramètres. La mesure de ces propriétés surfaciques, souvent non linéaires, n'est pas toujours simple à déterminer avec précision. Un autre problème réside dans le fait que l'utilisation de simulations numériques pures peut quelquefois entraîner une instabilité au niveau des calculs. Par exemple, une rigidité très élevée au niveau des surfaces de contact peut nécessiter une diminution importante du pas de calcul de la simulation afin d'éviter une instabilité causée par une amplification excessive des forces de contact.

0.2 Bancs d'essai matériels

Une alternative à la simulation numérique pure consiste en l'émulation ⁴ de la capture ou de l'amarrage de véhicules spatiaux à l'aide d'un banc d'essai matériel nécessitant l'utilisation de maquettes physiques. Dans ce type d'émulation, la ré-

⁴L'émulation est un procédé consistant à faire imiter un système quelconque à l'aide d'un autre système de manière à produire les mêmes résultats, tandis qu'une simulation consiste à utiliser un système informatique pour déterminer le comportement du système à étudier.

ponse dynamique des maquettes est directement influencée par leurs inerties et l'interaction qu'elles ont avec leur environnement extérieur. Elles doivent donc être placées sur des structures permettant d'éliminer efficacement la friction avec l'environnement extérieur et l'effet de la gravité terrestre. Des systèmes de rails, de coussins d'air, de contrepoids ou de compensateurs permettent de réduire ces sources d'erreur et d'accroître le nombre de degrés de liberté de mouvement pouvant être émulés.

Il faut mentionner que ce type de banc d'essai est fréquemment utilisé, et que les méthodes employées diffèrent grandement. Des exemples de ce type d'expérimentation sont le Air-Bearing Mobility Simulators (ABMS) du George C. Marshall Space Flight Centre (MSFC) (Hays, 2003), le banc d'essai de capture de MDA Space Missions, le Experimental Free-Floating Robot Satellite Simulator (EFFORTS) du Tokyo Institute of Technology (TIT) (Yoshida, 2003), le Double Barbell Simulator (DBS) (Zhigang, 2003) et le Docking Test Facility (DTF) (Zhigang, 2004) du Harbin Institute of Technology. La Figure 1 montre le banc d'essai de capture de véhicules spatiaux de MDA Space Missions sur lequel un effecteur terminal a été testé. Le véhicule chasseur (côté droit) est constitué d'une structure fixée au sol que l'on commande en vitesse et sur laquelle l'effecteur de capture est installé. Le véhicule cible (côté gauche) est déposé sur une table à coussins d'air permettant trois degrés de liberté, soit deux translations horizontales et le lacet, et est composé d'une masse d'inertie connue placée sur une structure permettant un degré de liberté en rotation, soit le roulis. Dans ce banc d'essai, seul le véhicule cible dispose de degrés de liberté de mouvement non contraints au sol après contact, et conséquemment ce type d'expérimentation ne reproduit pas fidèlement le comportement des deux véhicules dans l'espace.

L'utilisation d'un banc d'essai matériel permet de contourner les inconvénients mentionnés pour le cas de la simulation numérique pure, mais fait par contre in-

tervenir d'autres facteurs pouvant grandement influencer la précision des résultats, tels que la friction, les inerties non-constantes des maquettes, lesquelles sont souvent causées par l'effet de la gravité terrestre sur les degrés de liberté en rotation, les maquettes imposantes ayant des propriétés inertielles difficilement ajustables, le nombre limité de degrés de mouvement, etc. Une autre alternative consiste en la validation des prototypes dans des conditions de micro-gravité lors de vols paraboliques tels que ceux effectués par le Michigan Aerospace Corporation pour leur système d'amarrage de satellites (Hays, 2003). Les résultats obtenus sous ces conditions sont plus précis que ceux obtenus par simulation numérique ou à l'aide des bancs d'essai précédemment décrits. Par contre, les vols paraboliques ne peuvent être réalisés que sur des périodes d'environ vingt secondes, ce qui restreint considérablement les possibilités d'expérimentation, et ne sont pas accessibles à la majorité des centres de recherche en raison des coûts élevés d'exploitation.

0.3 Bancs d'essai hybrides

Les bancs d'essai hybrides sont le produit d'une fusion entre la simulation numérique pure et le banc d'essai matériel. Pour ces bancs d'essai, la simulation numérique permet généralement de déterminer la dynamique de mouvement de l'un ou des deux véhicules. Cette dynamique de mouvement est calculée en fonction des forces et moments de contact mesurés à l'aide d'un capteur situé sur l'une des deux structures physiques représentant les deux véhicules, d'où la ressemblance avec le banc d'essai matériel. Le mouvement des véhicules régis par la simulation numérique se fait à l'aide de systèmes moteurs tels que des plates-formes parallèles, des pistons, des moteurs, etc. Si l'un des véhicules n'est pas commandé par la simulation numérique, il sera alors constitué d'une structure ayant une conception semblable à celle d'une maquette de banc d'essai matériel.

Le Rendezvous and Docking Operation Test System (RDOTS) de l'agence spatiale japonaise (JAXA - Japan Aerospace eXploration Agency), montré à la Figure 2, est un banc d'essai hybride pour l'amarrage de satellites permettant neuf degrés de liberté de mouvement. La maquette du satellite cible (côté droit), installée sur un système à deux rails, est constituée d'une structure permettant sa rotation selon un axe. Lors de l'émulation, celle-ci entre en collision avec la structure du satellite chasseur (côté gauche), dont l'effecteur terminal est installé sur un manipulateur parallèle à six degrés de liberté. Le mouvement de ce manipulateur est contrôlé par le modèle dynamique numérique du satellite chasseur dont les forces appliquées sont déterminées à partir d'un capteur de forces et moments situé sous l'effecteur du véhicule cible. Le Hexa97, un robot utilisé pour la simulation de capture de nano-satellites (Kim, 2000), est un autre exemple de banc d'essai de type hybride permettant d'obtenir des résultats assez précis étant donné la précision de mouvement de son manipulateur parallèle.

Les bancs d'essai hybrides, bien que plus complexes à développer, permettent de bénéficier à la fois des avantages des simulations numériques pures et de ceux des bancs d'essai matériels. Parmi ces avantages, il faut mentionner en premier lieu le fait que l'ajustement des propriétés inertielles des véhicules est plus simple à

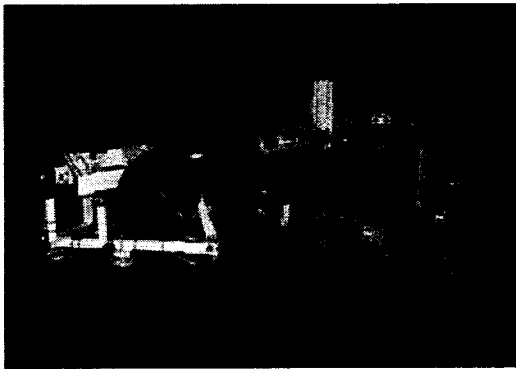


FIG. 1 Banc d'essai de capture de satellites de MDA Space Missions.

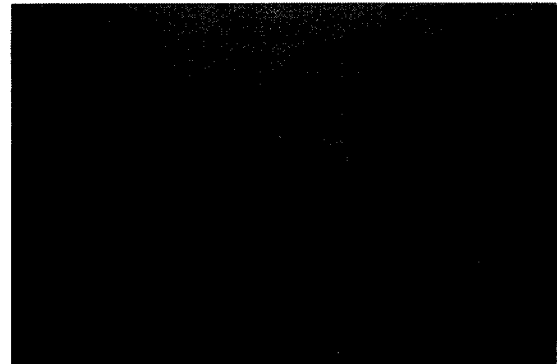


FIG. 2 Rendezvous and Docking Operation Test System (JAXA).

réaliser, celles-ci s'ajustant en partie au niveau des modèles dynamiques numériques, et le banc d'essai moins encombrant que les bancs d'essai matériels (Claudinon, 1985). D'autre part, les propriétés surfaciques des effecteurs terminaux n'ont pas besoin d'être déterminées, les forces étant mesurées au niveau d'un capteur. Il faut noter également que les bancs d'essai hybrides présentent moins d'instabilité au niveau du calcul, et sont plus tangibles que les simulations numériques pures.

Par contre, la plupart des installations hybrides utilisant des systèmes de rails ou de coussins d'air ne permettent pas d'émuler tous les degrés de liberté de mouvement, et leur précision est souvent affectée par la friction avec l'environnement extérieur ou les inerties non-constantes de leurs maquettes.

0.4 Approche de l'Agence spatiale canadienne

Dans le but de contourner les problèmes rencontrés lors des différentes méthodes d'expérimentation présentées ci-dessus, et de faciliter l'étude de configurations variées, l'ASC a développé un banc d'essai pour l'émulation d'amarrage de satellites utilisant une simulation avec matériels dans la boucle (HLS - Hardware-in-the-Loop Simulation). Ce banc d'essai, décrit au Chapitre 1, emprunte le concept du Special Purpose Dextrous Manipulator (SPDM) Task Verification Facility (STVF) (Piedbœuf, 1999), un banc d'essai déjà fonctionnel à l'ASC.

Lors de tests préliminaires effectués avec l'émulateur d'amarrage de satellites, des instabilités ont été décelées durant la période de contact entre les deux véhicules spatiaux. En raison de ceci, une procédure de vérification a été élaborée afin de déterminer la source de cette instabilité et vérifier la fonctionnalité du banc d'essai. L'objectif de ce mémoire sera donc d'exposer les différentes vérifications effectuées sur le banc d'essai d'amarrage de satellites, en vue de déterminer sa validité et

proposer, le cas échéant, certaines améliorations pouvant y être apportées. Dans la poursuite de cet objectif, une description sommaire du projet STVF et du projet d'amarrage de satellites sera présentée au Chapitre 1. Nous résumerons ensuite, au Chapitre 2, la procédure de validation de STVF actuellement en cours, puis nous exposerons, aux Chapitres 3 et 4, les différentes vérifications effectuées sur le banc d'essai d'amarrage de satellites. En conclusion, un résumé des différentes observations faites lors de la procédure de vérification sera présenté en vue de développer certaines hypothèses pouvant conduire à l'amélioration de ce type d'expérimentation.

CHAPITRE 1

STVF ET LE PROJET D'ÉMULATION D'AMARRAGE DE L'ASC

1.1 Banc d'essai STVF de l'ASC

Le Canada apporte une contribution importante à l'assemblage de l'ISS, à savoir le Télémanipulateur de la station spatiale (SSRMS - Space Station Remote Manipulator System), le Canadarm2 (voir Figure 1.1), sans lequel l'assemblage de l'ISS ne pourrait être accompli. Ce robot, pesant environ 1640 kg et mesurant 17,6 m, sera utilisé pour l'assemblage des différents modules constituant la station, et permettra son entretien tout au long de sa durée de vie utile. Par contre, le SSRMS n'est pas conçu pour exécuter à lui seul des tâches de grande précision telle que l'installation d'unités remplaçables en orbite (ORU - Orbital Replacement Unit). Le SPDM, communément appelé Dextre, est un robot manipulateur agile spécialisé à deux bras, ayant sept degrés de liberté chacun, de conception canadienne, et pesant environ 1662 kg (voir Figure 1.3). Il peut être installé à l'extrémité du SSRMS afin de permettre des manipulations plus délicates. Le SSRMS, installé sur le Système d'entretien mobile (MSS - Mobile Servicing System) (voir Figure 1.2), procède alors à la capture du SPDM avant de se rendre au lieu de travail où les manœuvres d'entretien doivent être effectuées.

Afin de prévoir le comportement du SPDM lors de sa mise en service sur l'ISS, le Canada doit effectuer la validation des tâches qui lui seront assignées. Pour mener à bien ce projet, l'ASC a entre autres mis sur pied le banc d'essai STVF (voir Figure 1.4) de type hybride. Ce banc d'essai, présentement fonctionnel au centre spatial John H. Chapman, permet d'analyser la portion contact des tâches

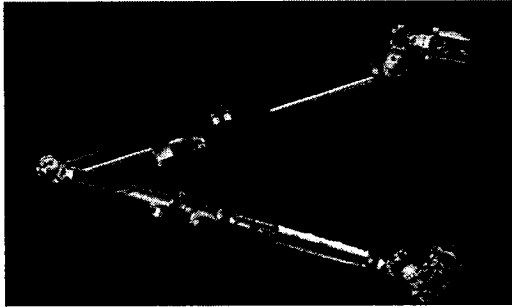


FIG. 1.1 Space Station Remote Manipulator System (ASC).

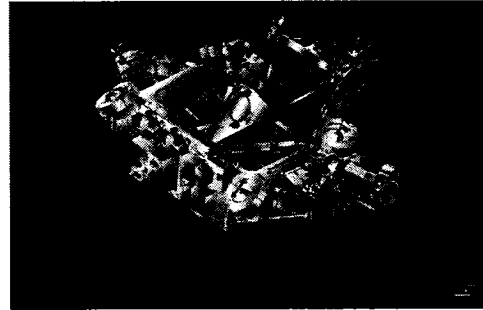


FIG. 1.2 Mobile Servicing System (ASC).

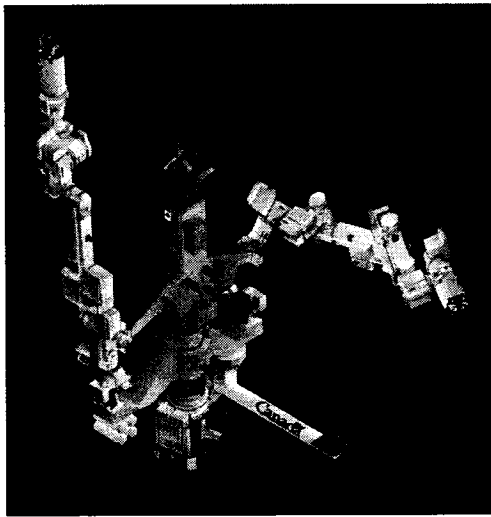


FIG. 1.3 Special Purpose Dexterous Manipulator (ASC).

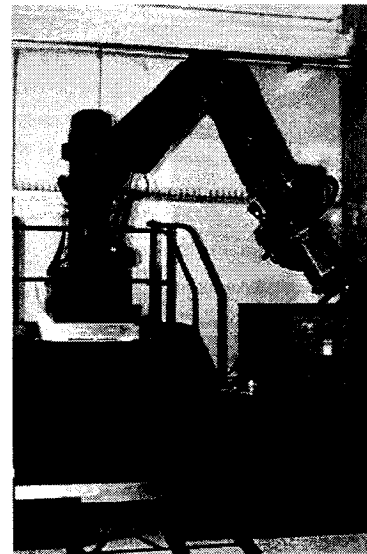


FIG. 1.4 Banc d'essai STVF (ASC).

du robot agile spécialisé. Il est constitué d'un manipulateur hydraulique rigide à six degrés de liberté nommé STVF Manipulator Test-bed (SMT), lequel est contrôlé en temps réel par une plate-forme distribuée sur cinq nœuds de calcul QNX avec la technologie Opal-RT ¹, afin de permettre une simulation avec matériels dans la boucle. Ce banc d'essai est pour sa part constitué de son contrôleur, des modèles de simulation de la dynamique du SSRMS et du SPDM, ainsi que d'un engin de visualisation. Ces deux derniers éléments sont implantés dans le MSS Operation and Training Simulator (MOTS) utilisé à l'ASC pour l'entraînement des astronautes.

¹<http://www.opal-rt.com/>

STVF peut aussi être utilisé avec une autre version du simulateur où la dynamique du SPDM est déterminée à l'aide de sa modélisation symbolique avec SYMOFROS (SYmbolic MOdelling of Flexible RObots and Simulation) (L'Archevêque, 2000). Le mouvement du SPDM est contrôlé par un opérateur à l'aide du simulateur générant la trajectoire de l'effecteur du SPDM. Au même moment, cette trajectoire est utilisée comme cible par le contrôleur du robot SMT afin que son effecteur puisse adopter le même comportement que le SPDM.

Pour permettre à la simulation dynamique de répondre aux forces externes de contact, celles-ci sont mesurées à l'aide d'un capteur de forces et moments situé devant le robot SMT, le Force Plate (FP), et transmises au modèle de la simulation dynamique (Schäfer, 1999). Cette approche hybride présente deux avantages importants, à savoir qu'elle peut être facilement employée pour différents types de robots spatiaux et qu'elle peut efficacement émuler des phénomènes tels que la vibration à la base du robot spatial. Le robot au sol, qui doit être transparent dans la bande de fréquences des tests de contact, adopte dans ce cas le même comportement que le robot simulé, étant forcé de suivre l'accélération cartésienne de ce dernier puisque le contrôleur du robot le commande en accélération. Dans le but de corriger l'erreur de positionnement, la position et la vitesse cartésiennes sont aussi transmises au contrôleur du robot au sol. Dans la bande de fréquence utilisée pour le SPDM, des expérimentations ont montré que ce banc d'essai fournit de bonnes performances et une bonne stabilité. Une explication plus détaillée du processus de vérification de STVF sera présentée au Chapitre 2.

1.2 Sous-systèmes du modèle d'émulation de STVF

Le modèle d'émulation de STVF a été conçu dans un environnement MATLAB/SIMULINK. Comme l'engin d'émulation est distribuée sur cinq nœuds de calcul,

nous retrouvons au plus haut niveau du modèle de STVF cinq sous-systèmes se communiquant en parallèle et une console permettant à l’opérateur de contrôler l’émulation (voir la Figure 1.5). Il faut noter que la majeure partie des sous-systèmes de l’engin d’émulation de STVF a été reprise pour l’émulateur d’amarrage de l’ASC, lequel sera brièvement décrit à la Section 1.4.

Le sous-système rouge (1) de la Figure 1.5, “SM_lowlvl”, permet de déterminer et de transmettre les commandes au robot SMT et à l’OTCME (ORU Tool Change-Out Mechanism Emulator) situé à l’extrémité du robot SMT. Ce sous-système permet l’application du couple requis aux différents actionneurs du manipulateur, lequel est calculé dans le sous-système vert (2). Les forces et moments sont mesurés par le FP puis appliqués au niveau du contrôleur du robot SMT et du simulateur du SPDM (voir le sous-système vert foncé (4), “ss_srsim”), tel que montré à la Figure 1.6 présentant le schéma de contrôle théorique de STVF.

Le sous-système vert (2), “SS_highlvl”, permet le contrôle à haut niveau du robot SMT. Le contrôleur théorique du robot SMT, montré à la Figure 1.6, est défini au niveau de ce bloc. Il permet donc de générer la trajectoire à suivre pour le robot SMT en fonction de la trajectoire du point-cible² déterminée à partir du simulateur du SPDM situé dans le sous-système vert foncé (4) et de transformer ces trajectoires, ainsi que les forces et moments de contact mesurés, au niveau du bon référentiel (voir Section 1.3). De plus, il est responsable du système de sécurité pour le déplacement du robot SMT à l’intérieur des limites de forces et moments de contact permis, et assure la gestion des modes de contrôle (contrôle en vitesse, contrôle manuel, etc.).

Le sous-système bleu (3), “SS_OTCME”, permet d’analyser l’effet de la gravité terrestre sur l’OTCME et de calculer les termes de ses contrôleurs en se basant

²Le point-cible est la trajectoire cible pour le contrôleur du robot SMT.

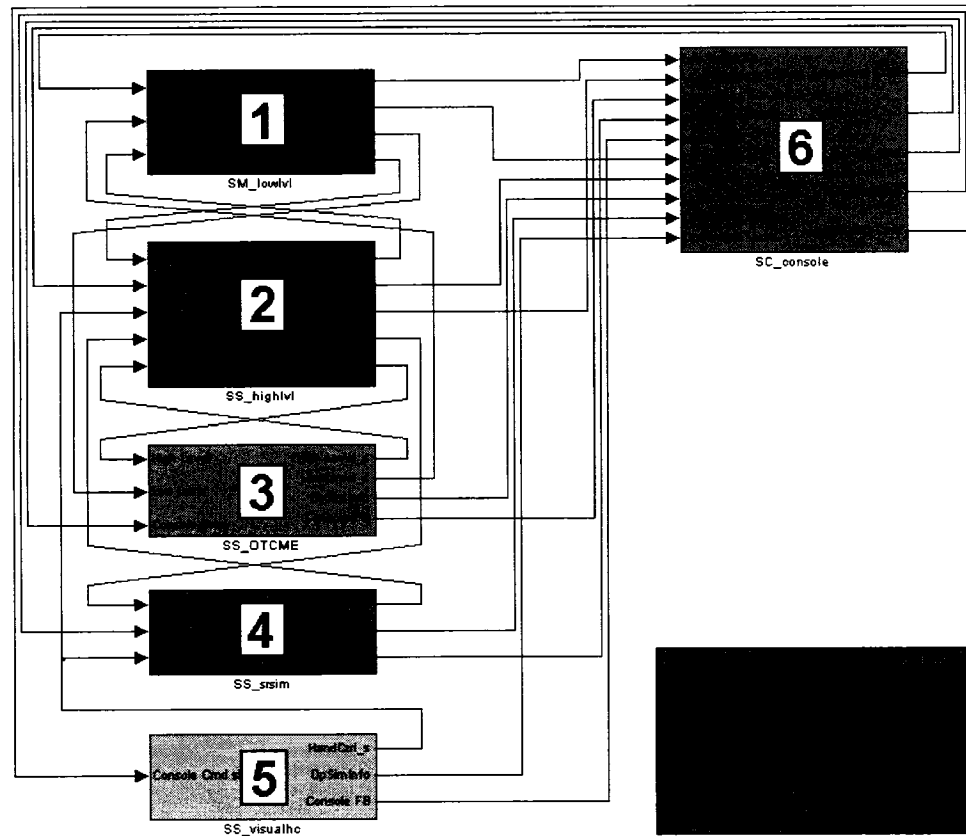


FIG. 1.5 Modèle d'émulation de STVF.

sur son modèle dynamique en utilisant SYMOFROS. Les contrôleurs de l'OTCME sont aussi implantés dans ce sous-système.

Le sous-système vert foncé (4), "SS_srsim", est le bloc permettant la simulation dynamique du SPDM. Les forces et moments de contact lus au niveau du sous-système (1), "SM_lowlvl", et changeant de référentiel dans le sous-système (2), "SS_highlvl", sont appliqués au sous-système "SS_srsim" tel que montré à la Figure 1.6, afin de permettre à la simulation dynamique du SPDM de répondre aux forces externes de contact.

Le sous-système jaune (5), "SS_visualhc", permet de contrôler le système d'éclairage et d'enregistrement vidéo de l'environnement de travail du robot SMT. Il permet

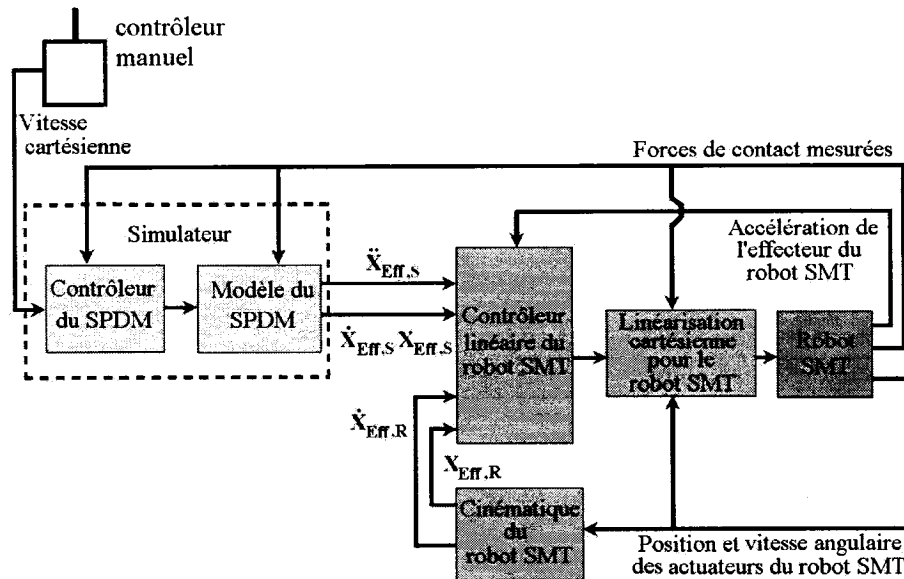


FIG. 1.6 Schéma de contrôle théorique de STVF.

aussi l'acquisition de données du contrôleur manuel pour le pilotage du SPDM en mode manuel.

Le sous-système orange (6), "SC_console", permet à l'opérateur de commander l'émulation et n'est donc pas distribué sur un nœud de calcul QNX mais plutôt exécuté directement à partir de l'ordinateur de l'opérateur.

1.3 Référentiels du banc d'essai de STVF

Puisque le banc d'essai de STVF utilise une grande quantité de référentiels à même ses sous-systèmes (présentés à la Section 1.2), il importe de bien identifier leur utilité relativement aux trajectoires et aux forces et moments de contact. Ainsi, il sera nécessaire pour faciliter la compréhension, de se référer à la Figure 1.7, laquelle présente les référentiels des bancs d'essai de STVF et d'émulation d'amarrage.

Ces référentiels permettent principalement de positionner les pinces du robot SMT

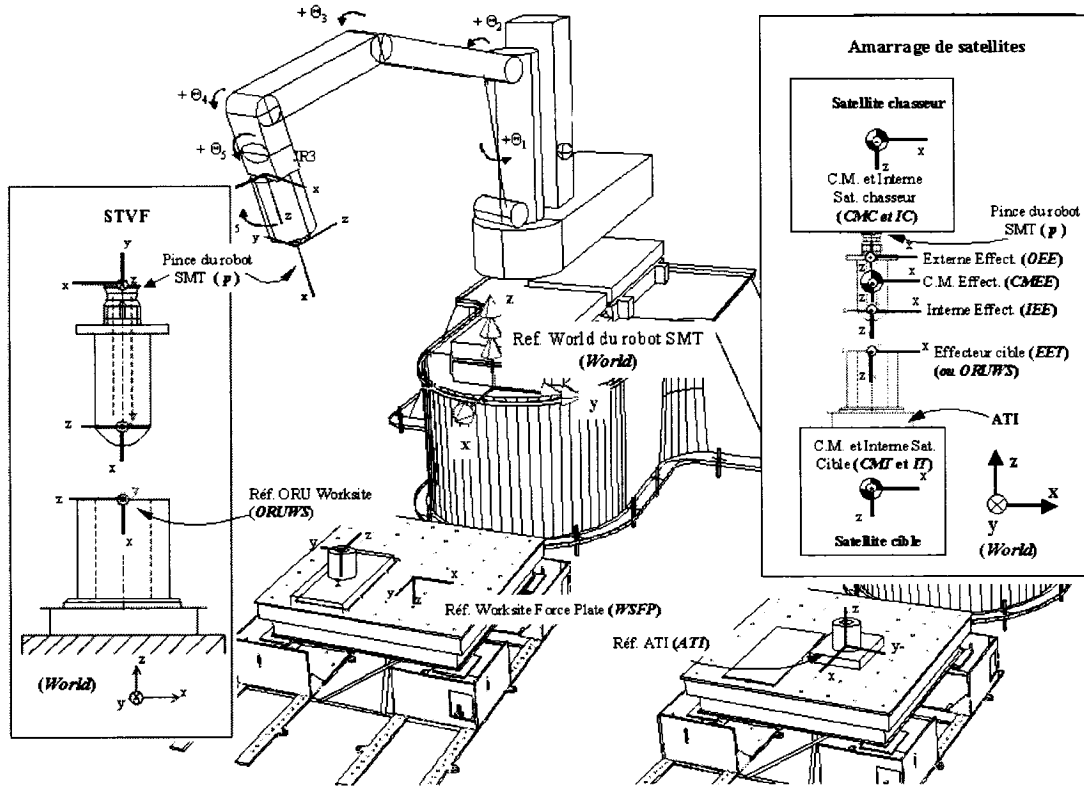


FIG. 1.7 Référentiels du banc d'essais de STVF et d'amarrage de satellites.

relativement au référentiel de l'aire de travail du ORU (*ORUWS* - ORU WorkSite), selon les mêmes configurations que l'effecteur du SPDM par rapport au repère de l'aire de travail de son ORU. Ces deux robots n'ayant pas le même nombre de degrés de liberté et la même géométrie, nous ne pouvons positionner le robot SMT pour qu'il adopte la même configuration que le SPDM, d'où la nécessité d'utiliser un référentiel commun (*ORUWS*) pour exprimer la pose des deux robots.

Lors du contact initié par le robot SMT, les forces et moments réactionnels sont mesurés au niveau du sous-système "SM_lowlvl" par le FP selon son référentiel *WorkSite Force Plate (WSFP)*. Ces mesures sont ensuite transformées au niveau du sous-système "SS_highlvl" dans le référentiel du *ORUWS* puis renvoyées au sous-système "SM_lowlvl" pour la correction des couples des actionneurs du robot

SMT, ainsi qu’au simulateur du SPDM dans le sous-système “SS_srsim” afin de permettre la réponse des satellites aux forces de contact.

Au niveau du simulateur, dans le sous-système “SS_srsim”, la trajectoire de l’effecteur du SPDM est déterminée relativement au référentiel *ORUWS*. Cette trajectoire est dirigée vers le sous-système “SS_highlvl” pour générer la trajectoire du point-cible au niveau du référentiel global (*World*), puis est renvoyée au niveau du sous-système “SM_lowlvl” de telle sorte que les pinces du robot SMT puissent suivre la trajectoire empruntée par l’effecteur du SPDM.

1.4 Projet d’émulation d’amarrage de satellites de l’ASC

Cette section décrit le projet d’émulation d’amarrage de satellites de l’ASC. Tel que mentionné précédemment, le projet consiste à utiliser le banc d’essai de STVF pour réaliser l’émulation avec matériels dans la boucle. L’idée d’utiliser STVF comme banc d’essai pour ce projet vient du fait que celui-ci permet déjà la réalisation d’émulations de procédures semblables, soit l’émulation des tâches de contact du SPDM. Pour implémenter le concept d’amarrage au STVF, il faut donc inclure un nouveau simulateur pour remplacer celui du SPDM. Le simulateur d’amarrage a donc été modélisé dans un environnement SIMULINK/MATLAB et implanté dans le modèle d’émulation de STVF. Ce simulateur permet de générer la trajectoire relative de l’effecteur du satellite chasseur par rapport au préhenseur-connecteur du satellite cible. Après certaines transformations de référentiels, cette trajectoire est utilisée par le contrôleur du robot SMT pour commander le positionnement de ses pinces relativement au référentiel *ORUWS*. Un prototype de l’effecteur du satellite chasseur est installé aux pinces du robot SMT et le prototype du connecteur-préhenseur du satellite cible est riveté au capteur de forces et moments. Les forces et moments générés lors du contact des deux prototypes sont redirigés dans le

simulateur d'amarrage pour permettre ainsi une simulation avec matériel dans la boucle.

L'avantage de ce banc d'essai de type hybride est que, étant donné l'absence de maquettes, la dynamique des satellites est entièrement calculée numériquement à l'aide d'un simulateur grâce aux forces de contact mesurées par des composantes physiques. Nous pouvons donc émuler différentes configurations inertielles de satellites sans avoir à modifier l'installation du banc d'essai. Ceci permet donc d'étudier l'amarrage de véhicules ayant des masses beaucoup plus imposantes, comparative-ment à ce qui est réalisable avec les bancs d'essais employant des maquettes, et ce en ayant une simulation immédiatement perceptible ; par exemple la récupération de satellites à l'aide d'une navette spatiale. Notons que dans le but d'alléger le texte nous ne ferons mention que de l'amarrage de satellites, une opération destinée à rendre mécaniquement solidaires deux satellites dans l'espace (*hard docking*). Il faut cependant noter que ce banc d'essai est tout autant adapté à l'émulation d'autres types de rendez-vous spatiaux, tels que l'accostage, l'attelage, la capture, etc., ainsi qu'à l'émulation de différents véhicules, notamment les sondes et les navettes spatiales.

Puisque le modèle d'émulation d'amarrage de satellites a été construit en grande partie à partir de celui de STVF ³, nous ne relèverons que les modifications qui y ont été apportées. La Figure 1.8 présente le modèle d'émulation d'amarrage de satellites à son plus haut niveau. Les sous-systèmes permettant le contrôle du robot SMT, de l'OTCME et du système visuel (1, 2, 3 et 5) ont été gardés intégralement. Le sous-système vert foncé (4), "SS_srsim", a été modifié pour y inclure le simulateur d'amarrage de satellites, en remplacement du simulateur du SPDM. Nous traiterons plus en détail de ce sous-système au Chapitre 3. Le sous-système orange

³Les sous-systèmes du modèle de STVF sont exposés à la Section 1.2

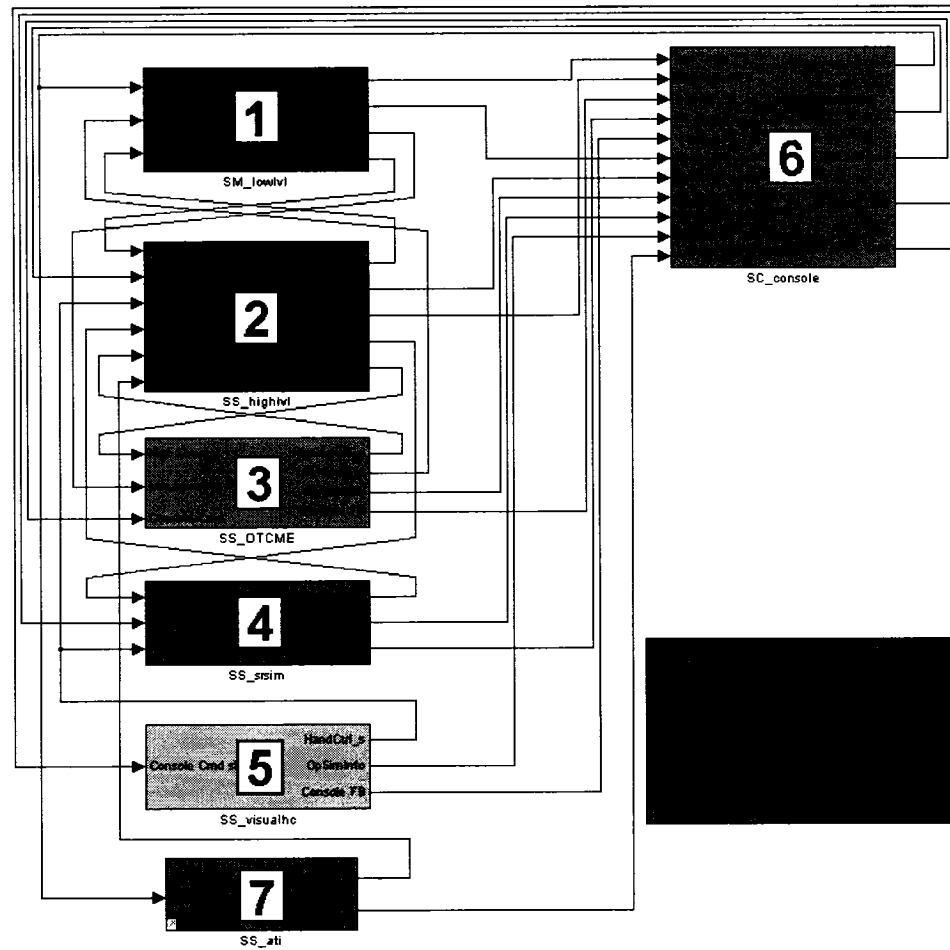


FIG. 1.8 Modèle de l'émulateur d'amarrage de satellites.

(6), “SC_console”, a été légèrement modifié pour pouvoir contrôler le nouveau capteur de forces et moments décrit ci-après. Il faut noter que les référentiels du banc d'essai de STVF présentés à la Section 1.3 ont été entièrement réutilisés pour le banc d'essai d'amarrage et que de nouveaux référentiels, présentés dans la partie droite de la Figure 1.7, ont dû être créés. Nous présenterons ces référentiels dans les Chapitres 3 et 4 à mesure que nous nous y référerons.

Le niveau de précision des mesures de forces et moments lors de l'émulation d'amarrage de satellites peut grandement influencer les résultats obtenus, surtout pour des

satellites de faible masse. Des corps flottants dans l'espace sont davantage assujettis aux forces de contact qu'un robot appliquant une force sur une structure qui lui est rattachée. Pour cette raison, le FP, ayant un niveau de bruit trop élevé, a été remplacé par un capteur de forces et moments beaucoup plus précis et dont le niveau de bruit est très faible (nous expliquerons plus en détail les raisons de son utilisation à la Sous-section 3.1.1). Ce capteur de forces et moments, que nous dénommons par ATI dans cet ouvrage, correspond au modèle Delta SI-660-60 (voir Annexe I pour les spécifications) de la compagnie ATI Industrial Automation ⁴. Mentionnons par ailleurs que l'emploi de ce nouveau capteur nécessite la présence du sous-système mauve (7), "SS_ati", lequel permet l'acquisition et la transformation des données venant de l'ATI. Nous expliquerons la fonctionnalité de ce sous-système à la Section 3.6.

⁴<http://www.ati-ia.com/>

CHAPITRE 2

VALIDATION DE STVF

Puisque le projet d'émulation d'amarrage de satellites fait appel à la plupart des concepts utilisés pour le projet de STVF, il importe de connaître les vérifications qui ont été réalisées sur le modèle d'émulation de STVF ainsi que la validité des résultats obtenus expérimentalement. Par contre, il faut noter que la validation du projet de STVF n'entraîne pas automatiquement la validité du projet d'émulation d'amarrage car ce dernier utilise un modèle de simulation légèrement différent et suppose l'émulation de l'impact de corps distincts libres dans l'espace. Il faut mentionner qu'au moment d'écrire ce mémoire, la validation du banc d'essai de STVF n'est pas encore entièrement complétée, principalement pour la partie qui a trait au comportement du robot SMT lors d'opérations de contact. Par contre, par comparaison avec certains modèles de simulation numérique pure, il semblerait que les résultats fournis par le banc d'essai sont admissibles pour le niveau de spécification requis. La principale problématique entourant la validation de ce banc d'essai est qu'aucune donnée de cas réels de contact du SPDM n'est disponible pour permettre une comparaison en raison du fait que le SPDM n'est pas encore installé sur l'ISS. Un résumé de la procédure de validation en cours décrite par Martin (2005a) est présenté dans les sections suivantes. Par la suite, nous soulèverons l'incidence de ces tests sur la vérification du projet d'émulation d'amarrage de satellites.

2.1 Modèle de simulation dynamique

Dans le but de valider le modèle permettant de simuler la dynamique du SPDM, les résultats expérimentaux seront comparés avec ceux obtenus à l'aide du Space Station Portable Operations Training Simulator (SPOTS). Ce simulateur a été développé par MDA Space Missions et est présentement considéré comme étant le “vrai” modèle de simulation dynamique du système SSRMS/SPDM (Yang, 2004). Par contre, SPOTS ne permet pas l'exécution de simulations en temps réel. Il ne peut donc pas être utilisé comme engin de simulation pour contrôler le robot SMT. Le simulateur MOTS développé par CAE Electronics pour l'ASC, et dont la simulation dynamique a été fondée à partir du simulateur SPOTS, permet quant à lui d'être exécuté en temps réel. MOTS a donc été implanté dans le modèle de STVF pour permettre une émulation avec matériels dans la boucle avec le robot SMT et sa validation est présentement en cours.

2.2 Tests sans contact

L'objectif poursuivi lors des tests d'émulation sans contact avec le robot SMT était de vérifier si STVF a la capacité de représenter fidèlement la réponse dynamique du SPDM lorsque ce dernier est libre de toute contrainte à l'exception de sa base. Ces tests permettent entre autres de vérifier si le robot SMT est assez performant pour suivre avec une très bonne précision des trajectoires critiques, telles que l'accélération maximale du SPDM avec une charge transportée élevée. L'un des tests consistait à ordonner l'arrêt d'un des bras du SPDM lorsque celui-ci se déplace à sa vitesse maximale, soit de 7,5 cm/s, et transporte une charge de 100 kg. Pour ce test, des déviations maximales de l'ordre de 3,3 mm en translation et de 0,1 degrés en rotation ont été observées, ce qui est bien en dessous des limites

accordées, soit de 15 mm en translation et 0,5 degrés en rotation.

2.3 Dynamique du robot contraint avec un environnement de faible rigidité

Pour l'étude de la dynamique du robot contraint avec un environnement de faible rigidité, l'effecteur du SPDM (au niveau de la simulation avec SPOTS) et celui du robot SMT sont contraints au FP à l'aide d'un ressort de rigidité connue. Ces tests permettent de vérifier si le robot SMT est assez performant pour émuler avec précision la dynamique du SPDM lorsque celui-ci est contraint à son effecteur par une structure élastique. De plus, ils aident à vérifier si l'impédance du robot SMT se conforme à celle du SPDM, une procédure communément appelée *impedance matching* (Aghili, 2004). Un essai préliminaire en mode d'émulation avec matériels dans la boucle avec le robot SMT a montré des erreurs de positionnement inférieures à 6 mm, soit la limite d'acceptabilité affectée pour ce test, et des forces très similaires à celles obtenues avec le simulateur SPOTS.

2.4 Réponse dynamique du robot à une impulsion

L'étude de la réponse dynamique du robot suite à une impulsion permet de vérifier si le robot SMT a la capacité d'émuler précisément la réponse dynamique du SPDM causée par une force instantanée. Lors de ce test, un système de poulie avec masse permet d'obtenir une force constante et identique au niveau du FP et de l'effecteur du robot SMT. Cette force est soudainement retirée par le relâchement de la masse, et la réponse dynamique du système est alors enregistrée afin d'en faire l'analyse. Aucun résultat n'est présentement disponible pour ce test.

2.5 Dynamique du robot contraint rigidement

Le but de l'étude de la dynamique du robot contraint rigidement est de vérifier que le robot SMT ne modifie pas la dynamique du SPDM et que l'émulation avec matériels dans la boucle utilisant le robot SMT fournit le même comportement dynamique que le simulateur SPOTS. Pour ces tests, les forces de contact ne sont pas générées par le robot SMT sur le FP, mais par un logiciel spécial implanté au niveau du modèle de simulation. Ce logiciel émule un modèle de contact simple mais très représentatif et permet de renvoyer, en temps réel, les forces et moments calculés vers le simulateur MOTS. Par la suite, le même test est effectué avec le robot SMT en mode d'émulation avec matériels dans la boucle. Pour ce test, le même modèle de contact est employé, mais cette fois le positionnement et les vitesses utilisés dans le logiciel correspondent aux valeurs lues par les encodeurs du robot SMT. Il faut noter que durant ces tests, en aucun moment le robot SMT n'entre réellement en contact avec le FP. La comparaison des résultats entre les deux séries de tests permet d'évaluer le niveau de performance du banc d'essai pour des cas de contact plus complexes. La grande concordance entre les trajectoires et les forces générées lors de ces deux séries de tests a permis d'obtenir des erreurs de positionnement inférieures à la limite d'acceptabilité établie pour ces tests.

2.6 Domaine d'instabilité

Les tests qualitatifs de l'étude du domaine d'instabilité permettent de vérifier que lorsque le SPDM est instable, le robot SMT l'est aussi. Évidemment, ces tests s'effectuent en mode d'émulation avec matériels dans la boucle pour étudier le comportement du robot SMT. Nous devons mentionner que le robot SMT en mode d'émulation avec matériels dans la boucle peut exhiber une plus grande instabilité

que le SPDM. Cela dit, une condition instable du robot SMT n'impliquerait pas nécessairement une instabilité au niveau du SPDM. Par contre, une condition instable du SPDM doit obligatoirement entraîner une instabilité au niveau du robot SMT.

2.7 Incidence des tests de vérification de STVF

La validation du modèle de simulation dynamique de STVF, MOTS, bien qu'actuellement non complétée, n'affecterait pas les résultats obtenus pour le projet d'émulation de satellites puisque le simulateur MOTS y est remplacé par un simulateur de la dynamique des deux satellites. Les résultats des tests sans contact montrent que le robot SMT fait preuve d'une bonne dextérité lors des accélérations rapides, un aspect nécessaire pour l'émulation d'amarrages où l'impact entre le robot SMT et le FP doit donner lieu à une réaction rapide du robot. Il est difficile de mettre en relation les tests d'émulation du robot contraint avec un ressort au projet d'amarrage de satellites. Effectivement, le robot SMT et le SPDM ont une configuration comparable du point de vue fonctionnel, étant tous deux des manipulateurs opérant en contact avec des surfaces qui leurs sont liées. Par contre, cette configuration du robot SMT est peu représentative d'un impact entre deux satellites, d'où l'incertitude à savoir si l'impédance du robot SMT se confond bien au cas des deux satellites. Pour ce qui est des tests du robot contraint rigidement, de la réponse à une impulsion et des tests de stabilité, aucun résultat n'est présentement disponible.

CHAPITRE 3

VALIDATION ET AMÉLIORATION DU SIMULATEUR D'AMARRAGE

Comme c'est le cas pour STVF (voir Chapitre 2), la principale problématique en ce qui concerne la vérification du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites est que nous ne possédons pas de résultats réels sur l'amarrage de satellites, lesquels pourraient être utilisés comme référence. De plus, bien qu'il nous soit possible de simuler l'amarrage de satellites à l'aide du simulateur d'amarrage avec le module CDT, le fait que les résultats obtenus par simulation numérique pure soient sensibles aux propriétés surfaciques met en doute la validité des résultats obtenus par cette méthode. Il convient donc de ne pas se fier uniquement à ces résultats à titre de référence pour la vérification des résultats obtenus en émulation.

Dans ces circonstances, le point de départ de la procédure de vérification a été de vérifier la fonctionnalité des différents sous-systèmes du modèle d'émulation présenté au Chapitre 1 (voir Figure 1.8). Ces sous-systèmes, à l'exception de celui incluant le simulateur d'amarrage (sous-système vert (4), "sr_sim") et de celui pour l'ATI (sous-système mauve (7), "SS_ati"), avait déjà été vérifié à l'ASC dans le cadre de STVF. Cependant, des essais d'émulation d'amarrage de satellites ont permis de constater qu'une grande instabilité était présente au niveau du mouvement du robot SMT lorsque celui-ci entrait en contact avec le capteur de forces et moments. Notre hypothèse de départ pour expliquer cette instabilité était que les filtres utilisés sur les forces et moments mesurés par le capteur n'étaient pas adéquats pour ce type d'émulation avec le robot SMT. Mais avant d'entreprendre, suivant cette hypothèse, des essais de vérification sur ces filtres, nous avons effectué

des vérifications préalables au niveau du simulateur d'amarrage et du sous-système pour l'ATI afin de nous assurer que ceux-ci ne présentaient aucune source d'erreur pouvant expliquer cette instabilité.

Le schéma-bloc du simulateur d'amarrage de satellites de l'ASC est présenté à la Figure 3.1. Ce dernier comporte plusieurs blocs ayant chacun des fonctions très précises. Ce chapitre a pour but de présenter les différentes vérifications effectuées pour chacun de ces blocs et pour le sous-système "SS_ati", ainsi que leurs fonctionnalités respectives.

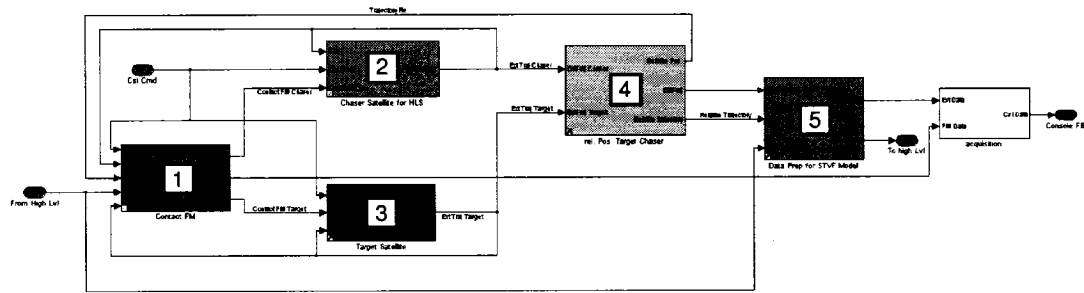


FIG. 3.1 Modèle du simulateur d'amarrage de satellite.

3.1 Bloc "Contact_FM"

Le bloc vert (1) de la Figure 3.1, "Contact FM", montré à la Figure 3.2, permet de préparer les forces et moments venant du capteur de force en mode d'émulation (Figure 3.2 (2)) ou de les générer à l'aide d'un modèle de contact, tel que le module CDT, en mode de simulation numérique pure (Figure 3.2 (1)) afin que ceux-ci soient appliqués au niveau des deux satellites. Les vérifications effectuées en mode de simulation numérique pure sont présentées à la Section 3.7.

Globalement, en mode d'émulation, nous retrouvons deux grandes parties au bloc (2) de la Figure 3.2. En premier lieu, tel qu'indiqué à la Figure 3.3 (1), nous devons

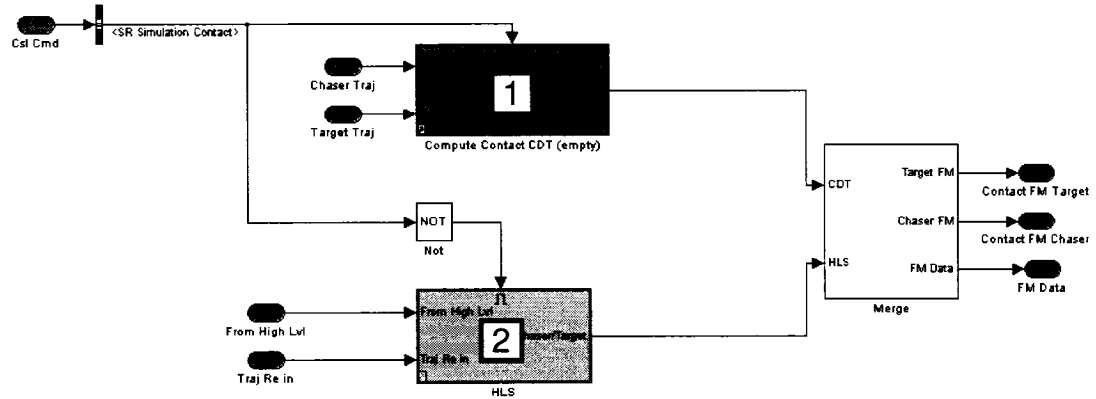


FIG. 3.2 Bloc "Contact_FM".

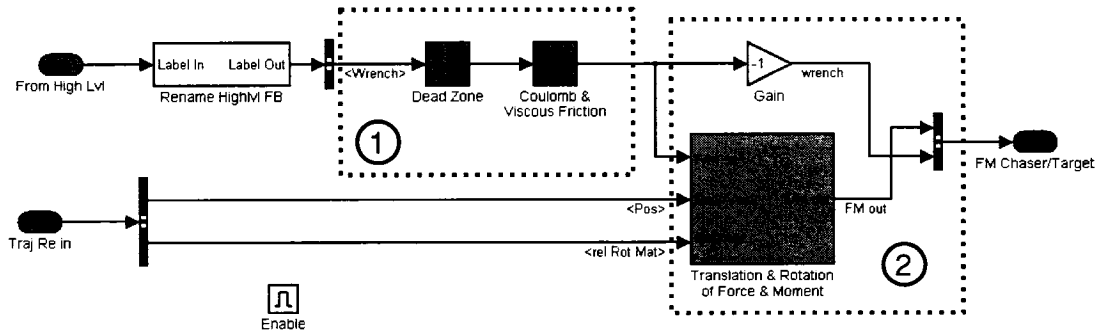


FIG. 3.3 Bloc "Contact_FM/HLS" avec le bloc "Dead Zone" et "Coulomb and Viscous Friction".

éliminer le bruit de fond du capteur de force, pour ensuite transformer les forces et moments dans les bons repères afin que ceux-ci soient appliqués correctement au niveau des deux satellites (Figure 3.3 (2)).

3.1.1 Élimination du bruit venant du capteur de force en l'absence de contact

Pour le projet STVF, le FP, une plaque constituée de plusieurs capteurs de forces positionnés précisément, est utilisé pour mesurer les forces et moments de contact. Lorsqu'aucune force n'est appliquée sur le FP, nous pouvons constater la présence de forces parasites (bruit dans le signal) d'une amplitude maximale de 5 N (selon l'axe z), lesquelles ne nuisent pas au bon déroulement de l'émulation du SPDM puisque celui-ci a une impédance suffisamment élevée. Le manipulateur spatial est solidifié au niveau de sa base, à l'extrémité du SSRMS, et les forces de contact sont principalement transmises au niveau de l'énergie interne de déformation des membrures constituant l'ensemble SSRMS et SPDM ; une variation de l'ordre de 5 N au niveau de la force réelle de contact est alors assez négligeable.

Par contre pour le cas de satellites libres de contraintes dans l'espace, ce bruit à lui seul est suffisamment élevé pour les faire dévier de leurs trajectoires. Pour cette raison, il a été nécessaire de faire l'ajout, tel que montré à la Figure 3.3, d'un bloc "Dead Zone"¹ en série avec un bloc "Coulomb and Viscous Friction"² filtrant les forces avant de les appliquer sur les satellites, éliminant ainsi l'effet du bruit du FP. Par contre, du fait de la nature discontinue du bloc "Coulomb and Viscous Friction", une impulsion a été constatée au moment où la valeur lue au niveau du FP dépasse 5 N ou -5 N, soit les limites de l'intervalle du bloc "Dead Zone". Pour cette raison, nous utilisons maintenant le nouveau capteur ATI introduit à la Section 1.4, celui-ci ayant une meilleure précision ainsi qu'un niveau de bruit moins élevé que le FP. L'ATI est installé au centre du FP et utilisé pour déterminer les

¹Le bloc "Dead Zone" de SIMULINK permet de générer une valeur de sortie nulle pour une valeur d'entrée comprise dans un intervalle prédéterminé (ici [-5 N, 5 N]).

²Le bloc "Coulomb and Viscous Friction" de SIMULINK crée une discontinuité pour une valeur d'entrée nulle et un gain linéaire (dans notre cas unitaire) pour toutes autres valeurs.

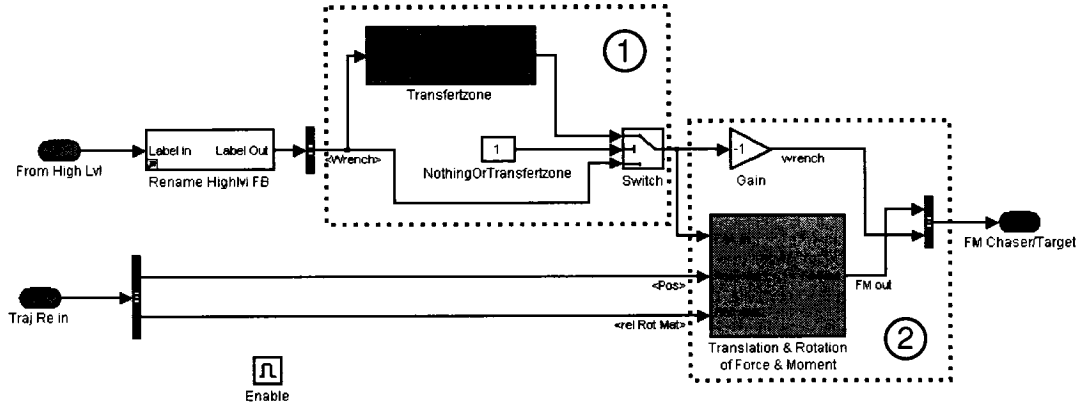


FIG. 3.4 Bloc “Contact_FM/HLS” après modification (avec le bloc “Transfertzone”).

forces et moments existant entre les deux satellites lors des émulations.

L’ATI, bien que meilleur du point de vue fonctionnel, génère tout de même un bruit encore assez élevé pour modifier légèrement la trajectoire des satellites. Dans le but d’éliminer l’effet du bruit venant de l’ATI et de ne pas obtenir les impulsions mentionnées ci-dessus, un nouveau bloc, “Transfertzone”, a été créé pour remplacer, tel que montré à la Figure 3.4 (1), les deux bloc de la Figure 3.3 (1). Ce bloc, dont le schéma-bloc pour la force F_x est présenté à la Figure 3.5, permet d’obtenir une force nulle dans le domaine du bruit de l’ATI et une transition continue par la suite pour atteindre la vraie valeur. En effectuant des émulations selon le modèle de la Figure 3.3 et le modèle avec le “Transfertzone” de la Figure 3.4, nous pouvons entrevoir une amélioration au niveau du comportement du robot SMT lors de contacts, à savoir un mouvement plus fluide, ce qui a par ailleurs été constaté lors d’essais d’émulation. Le cas idéal serait évidemment d’utiliser directement les valeurs fournies par le capteur, par contre nous avons démontré que le bruit du capteur fausserait davantage les résultats que lorsque nous utilisons le bloc “Transfertzone”. La déviation de la trajectoire des satellites lors de la procédure d’approche entraînerait un point de contact et une vitesse de contact différents de

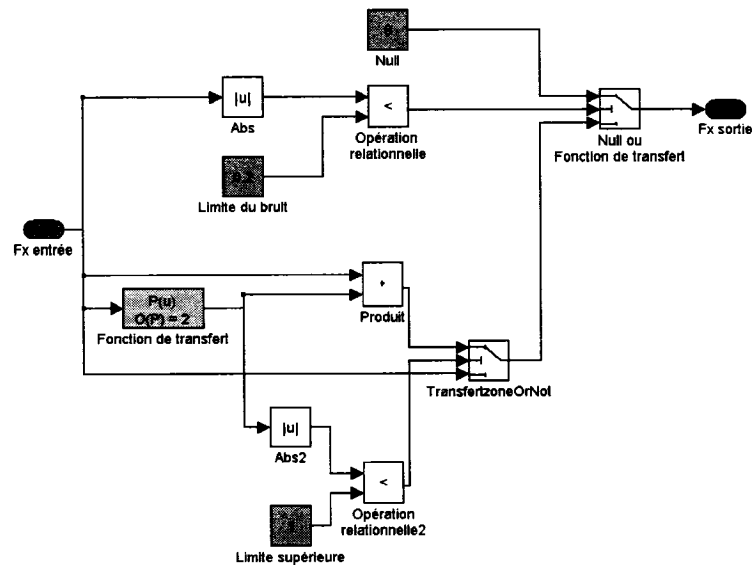


FIG. 3.5 Bloc “Transfertzone” pour la force F_x .

ce qui était initialement recherché. De l’autre côté, l’annulation par le bloc “Transfertzone” des mesures de forces et moments dans la plage du bruit de l’ATI lors de contacts affecterait peu la dynamique des satellites, surtout lorsque les forces et moments sont d’amplitudes beaucoup plus élevées. Nous pouvons donc conclure qu’il est avantageux d’utiliser le bloc “Transferzone” pour l’émulation avec l’ATI.

3.1.2 Changement de référentiel

Dans le but d’appliquer correctement les forces sur chacun des deux satellites, nous devons nous assurer que les changements de référentiel au niveau de la Figure 3.4 (2) sont adéquats. Effectivement, les forces et moments d’entrée du bloc “contact_FM”, qui ont été mesurés dans le référentiel du capteur de l’ATI, transformés dans le référentiel $WSFP$ ³ puis retransformés dans le référentiel $ORUWS$ ⁴, doivent être transformés à nouveau pour être appliqués au niveau des centroïdes de l’effecteur du

³Cette transformation est effectuée dans le sous-système “SS_ati”, voir Section 3.6

⁴Cette transformation est effectuée dans le sous-système “SS_highlvl”, voir Section 1.2

satellite chasseur (référentiel *CMEE*, voir Figure 1.7) et du préhenseur-connecteur du satellite cible (référentiel *EET*).

D’après la Figure 1.7, nous voyons que le référentiel du préhenseur-connecteur du satellite cible est coïncidant avec le référentiel *ORUWS*. Donc, aucune transformation de référentiel n’est nécessaire à partir des forces et moments d’entrées. Par contre, puisque les mesures fournies par le capteur de l’ATI correspondent à la force réactionnelle, les forces et moments appliqués sur le satellite cible devront être de direction opposée aux forces et moments des valeurs d’entrées. Le gain de -1 appliqué dans la Figure 3.4 est donc adéquat.

Les forces et moments appliqués au niveau du satellite chasseur dans le référentiel *ORUWS*, par effet d’action-réaction, doivent être de même grandeur mais de direction opposée aux forces et moments appliqués sur le satellite cible. Par contre, puisque dans le modèle dynamique du satellite chasseur ces forces et moments doivent être appliqués au niveau du référentiel externe de son effecteur (*OEE*), nous devons opérer une transformation permettant de passer du référentiel *ORUWS* au référentiel *OEE* (voir Figure 1.7). Après vérification, il appert que le bloc “Translation & Rotation of Force & Moment”, lequel permet cette transformation, est adéquat.

3.2 Bloc “Chaser Satellite for HLS”

Le bloc bleu (2) de la Figure 3.1, “Chaser Satellite for HLS”, permet de calculer la dynamique du satellite chasseur en fonction des forces de contact déterminées au niveau du bloc “Contact FM” (1). Ce bloc comporte deux grandes parties. En premier lieu, tel qu’illustré à la Figure 3.6 (1), un bloc “V_z Controller” permet de commander la vitesse initiale du satellite chasseur. Les deux blocs rouges, Fi-

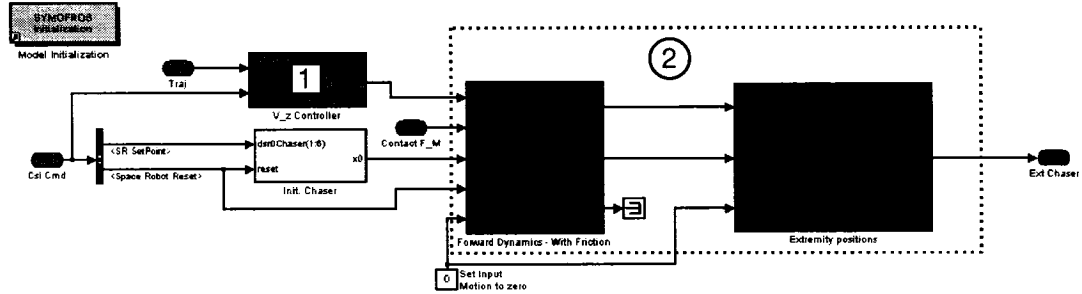


FIG. 3.6 Bloc “Chaser Satellite for HLS”.

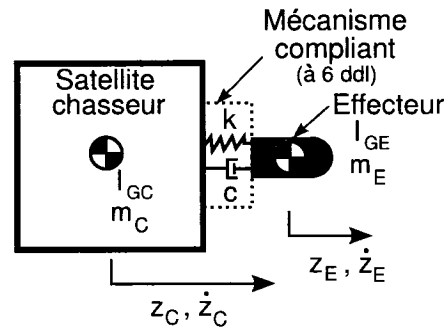


FIG. 3.7 Modèle du satellite chasseur.

Figure 3.6 (2), permettent quant à eux de déterminer le comportement dynamique du satellite chasseur à l’aide de SYMOFROS. Les valeurs de sorties correspondent aux coordonnées cartésiennes de la trajectoire du référentiel *OEE*, soit le référentiel extérieur de l’effecteur du satellite chasseur (voir Figure 1.7). Au niveau du modèle dynamique du satellite chasseur, Figure 3.6 (2), cet effecteur est rattaché au corps principal par un mécanisme compliant, tel que montré à la Figure 3.7, permettant ainsi d’obtenir une certaine rigidité et un amortissement selon les six degrés de liberté de mouvement. Ce mécanisme d’adaptation permet généralement d’augmenter la plage de capture lors de l’amarrage.

3.2.1 Comportement du “V_z Controller”

Lorsqu’une vitesse initiale du satellite chasseur est imposée dans le fichier d’initialisation, cette vitesse est automatiquement appliquée sur le satellite chasseur dès le démarrage de la simulation. Par contre, l’exécution hâtive de cette commande de vitesse initiale peut entraîner une certaine difficulté lors de la synchronisation du robot SMT. En effet, pour entrer en mode d’émulation utilisant une simulation avec matériels dans la boucle, une première commande doit être envoyée par l’opérateur, permettant de positionner l’extrémité du robot SMT à un niveau sécuritaire, soit à environ 2 mètres au-dessus du FP. Une deuxième commande est ensuite nécessaire pour permettre au robot SMT de se synchroniser avec le point-cible de la simulation. Le temps nécessaire à ces manœuvres peut faire en sorte que le positionnement du point-cible devienne inatteignable par le robot SMT (par exemple une position en-dessous du capteur de force). Pour cette raison, un dispositif a dû être implanté dans le simulateur, permettant de commander la vitesse du satellite chasseur suite à la synchronisation du robot SMT. Le bloc vert (1) “V_z Controller”, montré à la Figure 3.6, permet d’atteindre cet objectif.

Ainsi, lorsque l’opérateur commande une vitesse initiale verticale, le bloc “V_z Controller” génère une force sur le satellite chasseur afin que ce dernier puisse atteindre la vitesse demandée. Pour valider ce bloc, nous devons vérifier que le satellite chasseur atteint bien la vitesse commandée par l’opérateur. Nous retrouvons, à la Figure 3.8, la trajectoire du point-cible pour une commande de vitesse de 8,75 mm/s où le satellite atteint bien la vitesse commandée.

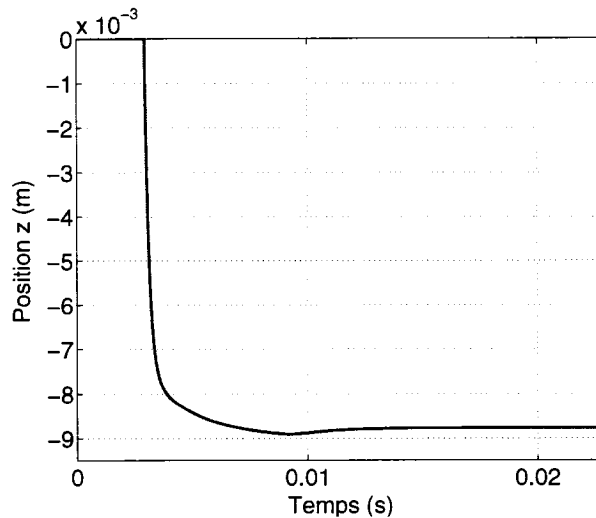


FIG. 3.8 Effet du "V_z Controller" sur le point-cible pour une commande en vitesse de 8,75 mm/s.

3.2.2 Comportement dynamique

Nous devons maintenant vérifier la fonctionnalité des deux blocs rouges de la Figure 3.6 (2) régissant la dynamique du satellite chasseur. Dans cette intention, des forces ou moments prédéterminés ont été appliqués au niveau de la valeur d'entrée de la force du bloc "Chaser Satellite for HLS". Les trajectoires générées par ces simulations ont été comparées aux trajectoires obtenues analytiquement.

Pour illustrer cette procédure, prenons l'exemple du mouvement rectiligne du satellite chasseur causé par l'application d'une force indicielle F_0 sur le centroïde de son effecteur (référentiel *CMEE*, voir Figure 1.7) avec des conditions initiales nulles, i.e. $z_C(t=0) = z_E(t=0) = 0$ et $\dot{z}_C(t=0) = \dot{z}_E(t=0) = 0$ où z et \dot{z} sont respectivement la position et la vitesse. Dans ce cas, l'équation analytique de la position de l'effecteur du satellite chasseur en fonction du temps (t) pour un

TAB. 3.1 Configuration du satellite chasseur pour la Figure 3.9

Propriété	Valeur
Masse du corps principal (m_C)	250 kg
Masse de l'effecteur (m_E)	6,1 kg
Fréq. nat. du mécanisme compliant, f_n	2 Hz
Rap. d'amort. du mécanisme compliant, ζ	0.46

système sous-amortis ($\zeta < 1$) peut être déterminée par

$$z_E = \frac{F_0}{m_{Tot}} \left[\frac{t^2}{2} + \frac{m_C}{m_E \omega_n^2} \left\{ 1 - \frac{e^{-\zeta \omega_n t}}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \left(\sqrt{1 - \zeta^2} \cos \omega_d t + \zeta \sin \omega_d t \right) \right\} \right] \quad (3.1)$$

où m_C et m_E sont respectivement les masses du corps principal et de l'effecteur du satellite chasseur, et où la masse totale du satellite est $m_{Tot} = m_C + m_E$. La fréquence naturelle, le rapport d'amortissement et la fréquence naturelle amortie du système satellite-effecteur sont respectivement donnés par

$$w_n = \sqrt{\frac{k}{m_{eq}}} = 2\pi f_n, \quad (3.2)$$

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{m_{eq}k}} \quad (3.3)$$

et

$$w_d = \sqrt{1 - \zeta^2} w_n \quad (3.4)$$

et où la masse équivalente du système est définie comme

$$m_{eq} = \frac{m_C m_E}{m_C + m_E}. \quad (3.5)$$

La démarche complète conduisant à l'éq. (3.1) se trouve à l'Annexe II.

Les Figures 3.9 (a) et (b) présentent respectivement les trajectoires obtenues à l'aide de l'éq. (3.1) et du simulateur⁵ pour l'effecteur du satellite chasseur lorsque celui-ci est soumis à une force indicielle de 50 N, appliquée en son centroïde dans la direction -z de son référentiel (*CMEE*, voir Figures 1.7 et 3.7). La configuration du satellite chasseur utilisée est présentée au Tableau 3.1. La Figure 3.9 (c) présente l'erreur de la trajectoire de la simulation (b) par rapport à la trajectoire de l'équation analytique (a). D'après la Figure 3.9, nous pouvons constater qu'après 0,5 s d'application de la force F_0 , l'erreur de positionnement maximale obtenue est de seulement $4,3 \times 10^{-9}$ m sur un déplacement de 0,1 m environ, ce qui est négligeable.

L'analyse de quelques autres simulations plus complexes (couple de force, force non-constante) a fait ressortir que celles-ci présentent toutes des divergences de positionnement très faibles. Ces erreurs de positionnement, négligeables, semblent indiquer qu'aucun problème apparent ne provient du modèle dynamique du satellite chasseur.

3.3 Bloc “Target Satellite”

Le bloc rouge (3) de la Figure 3.1, “Target Satellite”, permet, de la même manière que le bloc “Chaser Satellite for HLS” (2), le calcul de la dynamique du satellite cible en fonction des forces de contact provenant du bloc “Contact FM” (1). Par contre, ce bloc ne nécessite pas la présence d'un bloc permettant une quelconque commande de vitesse initiale comme son homologue (voir Sous-section 3.2.1). Néanmoins, le modèle dynamique du satellite cible, qui a aussi été modélisé à l'aide de SYMOFROS, doit être validé pour s'assurer de la fonctionnalité de ce

⁵Simulation effectuée avec la méthode de Dormand-Prince pour un pas de temps fixe de 1 ms (*Solver Ode5* de SIMULINK).

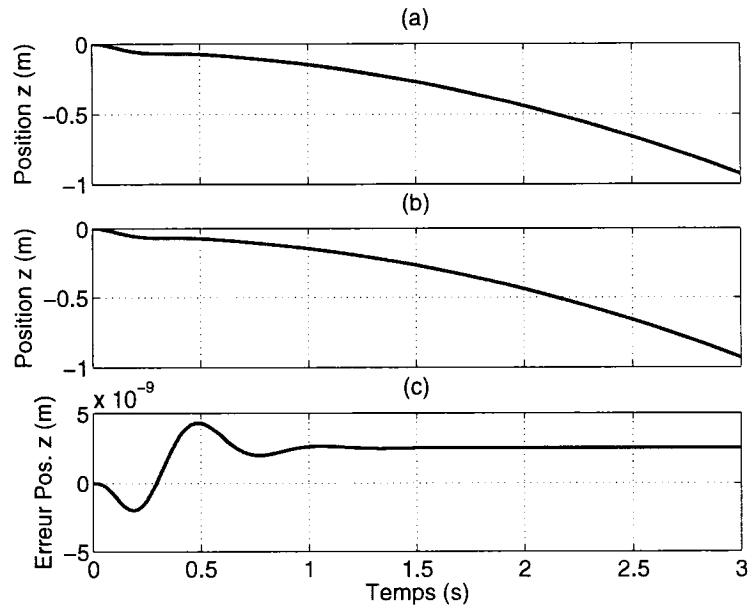


FIG. 3.9 Réponse dynamique de l'effecteur du satellite chasseur à une force indicielle de 50 N avec les propriétés du Tableau 3.1 ; (a) Trajectoire déterminée avec l'éq. (3.1) ; (b) Trajectoire calculée par le simulateur ; (c) Erreur de trajectoire du simulateur par rapport à celle de l'éq. (3.1).

bloc. Il faut noter que le satellite cible, contrairement au satellite chasseur, n'a pas de mécanisme compliant et peut donc être considéré comme un seul corps rigide tel que montré à la Figure 3.10.

3.3.1 Comportement dynamique

Comme pour le cas du satellite chasseur, nous pouvons facilement déterminer l'équation analytique de la réponse dynamique du satellite cible lorsque celui-ci est en présence de forces ou moments simples. Pour poursuivre l'exemple énoncé à la Sous-section 3.2.2, l'équation analytique de la position de l'effecteur du satellite cible en fonction du temps (t) lorsqu'il est soumis à une force indicielle F_0 en son centroïde avec des conditions initiales nulles (i.e. $z_T = 0$ et $\dot{z}_T = 0$) peut être définie par

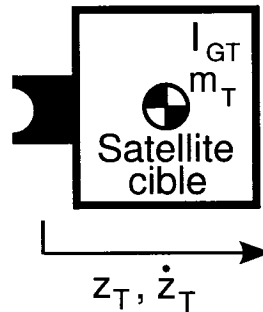


FIG. 3.10 Modèle du satellite cible.

$$z_T = \frac{F_0 t^2}{2 m_T} \quad (3.6)$$

où m_T est la masse du satellite cible. La démarche conduisant à l'éq. (3.6) se retrouve à l'Annexe II. Les Figures 3.11 (a) et (b) présentent les trajectoires de l'effecteur d'un satellite cible de 90,7 kg obtenues respectivement à l'aide de l'éq. (3.6) et du simulateur⁶ lorsqu'il est soumis à une force indicielle de 50 N appliquée en son centroïde dans la direction $+z$ de son référentiel EET (voir Figures 1.7 et 3.10). L'erreur au niveau de la trajectoire générée par le simulateur (b) par rapport à la trajectoire de l'équation analytique (a) est présentée à la Figure 3.11 (c). D'après cette figure et la Figure 3.11 (a), nous obtenons une erreur de positionnement maximale après 2 secondes d'application de la force environ, de l'ordre d'environ 2×10^{-14} m sur un déplacement de un mètre environ, ce qui est très minime.

Nous avons conclu, suite à l'analyse de différents autres cas plus complexes, que la faible déviation de la trajectoire de la simulation indique que le modèle dynamique du satellite cible du simulateur d'amarrage permet d'obtenir des résultats satisfaisants.

⁶Simulation effectuée avec la méthode de Dormand-Prince pour un pas de temps fixe de 1 ms (*Solver Ode5* de SIMULINK).

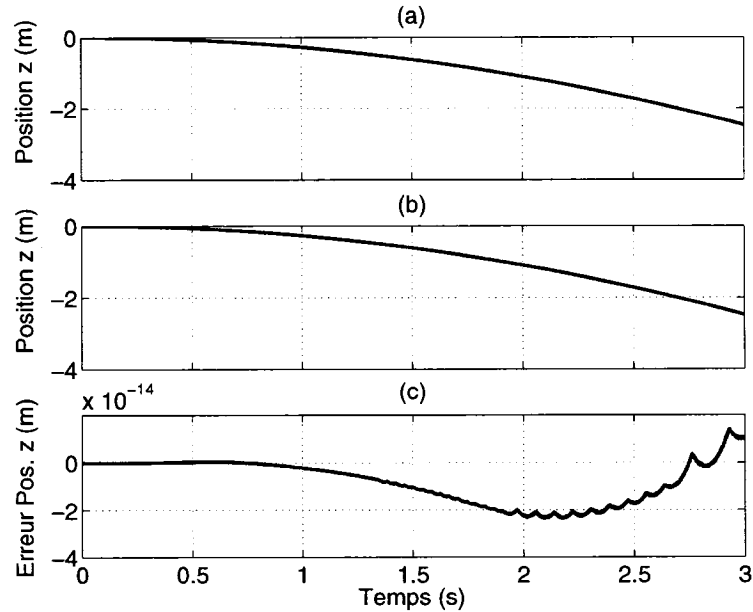


FIG. 3.11 Réponse dynamique du satellite cible de 90,7 kg à une force indicielle de 50 N ; (a) Trajectoire déterminée avec l'éq. (3.6) ; (b) Trajectoire calculée par le simulateur ; (c) Erreur de trajectoire du simulateur par rapport à celle de l'éq. (3.6).

3.4 Bloc “Rel. Pos. Target_Chaser”

Le bloc jaune (4) de la Figure 3.1, “Relative Position Target_Chaser”, permet de calculer la trajectoire relative du référentiel externe de l'effecteur du satellite chasseur (*OEE*) par rapport au référentiel de l'effecteur du satellite cible (*EET*), transposée au niveau du référentiel du *ORUWS*. Ce bloc utilise les trajectoires des deux satellites calculées au niveau des blocs “Target Satellite” (3) et “Chaser Satellite for HLS” (2). La vérification de la fonctionnalité de ce bloc a simplement été effectuée en validant les équations permettant ces transformations.

Les éqs. (3.7), (3.8), (3.9), (3.10), (3.11) et (3.12) présentent ces transformations pour le positionnement, l'orientation, la vitesse linéaire, la vitesse angulaire, l'accé-

lération linéaire et l'accélération angulaire, respectivement.

$$\mathbf{r}_{C/T}^{[ORUWS]} = \mathbf{R}_T^T \mathbf{r}_{C/T} = \mathbf{R}_T^T (\mathbf{r}_C - \mathbf{r}_T) \quad (3.7)$$

$$\mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} = \mathbf{R}_T^T \mathbf{R}_C \quad (3.8)$$

$$\mathbf{v}_{C/T}^{[ORUWS]} = \mathbf{R}_T^T \mathbf{v}_{C/T} = \mathbf{R}_T^T (\mathbf{v}_C - \mathbf{v}_T - \mathbf{w}_T \times \mathbf{r}_{C/T}) \quad (3.9)$$

$$\mathbf{w}_{C/T}^{[ORUWS]} = \mathbf{R}_T^T \mathbf{w}_{C/T} = \mathbf{R}_T^T (\mathbf{w}_C - \mathbf{w}_T) \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{C/T}^{[ORUWS]} &= \mathbf{R}_T^T \mathbf{a}_{C/T} \\ &= \mathbf{R}_T^T \{ \mathbf{a}_C - \mathbf{a}_T - \dot{\mathbf{w}}_T \times \mathbf{r}_{C/T} - \mathbf{w}_T \times (\mathbf{w}_T \times \mathbf{r}_{C/T}) - 2\mathbf{w}_T \times \mathbf{v}_{C/T} \} \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\dot{\mathbf{w}}_{C/T}^{[ORUWS]} = \mathbf{R}_T^T \dot{\mathbf{w}}_{C/T} = \mathbf{R}_T^T (\dot{\mathbf{w}}_C - \dot{\mathbf{w}}_T) \quad (3.12)$$

où \mathbf{r} , \mathbf{v} , \mathbf{w} , \mathbf{a} , $\dot{\mathbf{w}}$ et \mathbf{R} sont respectivement le vecteur position, vitesse linéaire, vitesse angulaire, accélération linéaire, accélération angulaire et la matrice de rotation par rapport au référentiel *ORUWS* pour le référentiel de l'effecteur du satellite chasseur (*OEE*), indice C , et du satellite cible (*EET*), indice T . Le terme \mathbf{R}_T^T , des éqs. (3.7) à (3.12), permet le positionnement du référentiel de l'effecteur du satellite cible (*EET*) au niveau du référentiel *ORUWS* pour permettre l'émulation.

Lors de la vérification de ce bloc, des erreurs ont été constatées au niveau des équations de transformation de la vitesse et de l'accélération. Celles-ci n'incluaient pas les termes introduits par le mouvement angulaire du référentiel du satellite cible (comme l'accélération de Coriolis par exemple). Les équations du simulateur ont donc été modifiées pour respecter les éqs. (3.7) à (3.12) présentées ci-dessus. Par contre, la présence de ces erreurs ne peut expliquer l'instabilité présente lors des tests expérimentaux, ces tests étant principalement effectués pour des cas de contact avec très peu de mouvement angulaire des satellites. Effectivement, suite à

ces modifications, des essais d'émulation avec le robot SMT ont démontré que ces erreurs n'influençaient pas la stabilité des essais lors des contacts.

3.5 Bloc “Data Preparation for STVF”

Le bloc orange (5) de la Figure 3.1, “Data Preparation for STVF”, permet de transformer la trajectoire calculée au niveau du bloc “Relative Position Target_Chaser” (4) pour qu'elle puisse être utilisée au niveau du modèle d'émulation de STVF. Rappelons que ce modèle nécessite le positionnement du référentiel des pinces du robot SMT, dans le référentiel *ORUWS*. Par contre, la trajectoire venant du bloc “Relative Position Target_Chaser” correspond à celle du référentiel externe de l'effecteur du satellite chasseur (*OEE*) dans le référentiel *ORUWS* (voir Figure 1.7).

Les éqs. (3.13), (3.14), (3.15), (3.16), (3.17) et (3.18) présentent les transformations nécessaires pour obtenir respectivement le positionnement, l'orientation, la vitesse linéaire, la vitesse angulaire, l'accélération linéaire et l'accélération angulaire du référentiel des pinces du robot SMT dans le référentiel du *ORUWS*.

$$\mathbf{r}_p = \mathbf{r}_{C/T}^{[ORUWS]} + \mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} [\mathbf{r}_{p/C}]_{OEE} \quad (3.13)$$

$$\mathbf{R}_p = \mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} [\mathbf{R}_{p/C}]_{OEE} \quad (3.14)$$

$$\mathbf{v}_p = \mathbf{v}_{C/T}^{[ORUWS]} + \mathbf{w}_{C/T}^{[ORUWS]} \times \left(\mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} [\mathbf{r}_{p/C}]_{OEE} \right) \quad (3.15)$$

$$\mathbf{w}_p = \mathbf{w}_{C/T}^{[ORUWS]} \quad (3.16)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_p = & \mathbf{a}_{C/T}^{[ORUWS]} + \dot{\mathbf{w}}_{C/T}^{[ORUWS]} \times \left(\mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} [\mathbf{r}_{p/C}]_{OEE} \right) \\ & + \mathbf{w}_{C/T}^{[ORUWS]} \times \left\{ \mathbf{w}_{C/T}^{[ORUWS]} \left(\mathbf{R}_{C/T}^{[ORUWS]} [\mathbf{r}_{p/C}]_{OEE} \right) \right\} \end{aligned} \quad (3.17)$$

$$\dot{\mathbf{w}}_p = \dot{\mathbf{w}}_{C/T}^{[ORUWS]} \quad (3.18)$$

où l'indice p fait référence au pince du robot SMT et où $[\mathbf{r}_{p/C}]_{OEE}$ et $[\mathbf{R}_{p/C}]_{OEE}$ sont respectivement le vecteur position et la matrice de rotation du positionnement du référentiel des pinces du robot SMT (p) par rapport au référentiel OEE exprimé dans le référentiel OEE .

Lors de leur vérification au niveau du simulateur, toutes les transformations nécessaires répondaient aux éqs. (3.13) à (3.18) mentionnées ci-dessus, ce qui semble indiquer qu'aucun problème ne provient du bloc "Data Preparation for STVF".

3.6 Sous-système "SS_ati"

Le sous-système magenta (7), "SS_ati", de la Figure 1.8 permet l'acquisition des données de mesures venant de l'ATI et les transformations nécessaires pour transférer ces forces et moments au niveau du référentiel $WSFP$. Les équations devant être utilisées au niveau du sous-système "SS_ati" pour transférer les forces de l'ATI, \mathbf{F}_{ATI} , et les moments de l'ATI, \mathbf{M}_{ATI} , dans le référentiel du $WSFP$ sont respectivement

$$\mathbf{F}_{WSFP} = [\mathbf{R}_{ATI/WSFP}]_{WSFP} \mathbf{F}_{ATI} \quad (3.19)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{WSFP} = & [\mathbf{R}_{ATI/WSFP}]_{WSFP} \mathbf{M}_{ATI} \\ & + [\mathbf{r}_{ATI/WSFP}]_{WSFP} \times ([\mathbf{R}_{ATI/WSFP}]_{WSFP} \mathbf{F}_{ATI}) \end{aligned} \quad (3.20)$$

où $[\mathbf{r}_{ATI/WSFP}]_{WSFP}$ et $[\mathbf{R}_{ATI/WSFP}]_{WSFP}$ sont respectivement le vecteur position et la matrice de rotation du référentiel ATI par rapport au référentiel $WSFP$ exprimés dans le référentiel $WSFP$.

Après vérification, les transformations utilisées dans le simulateur sont conformes

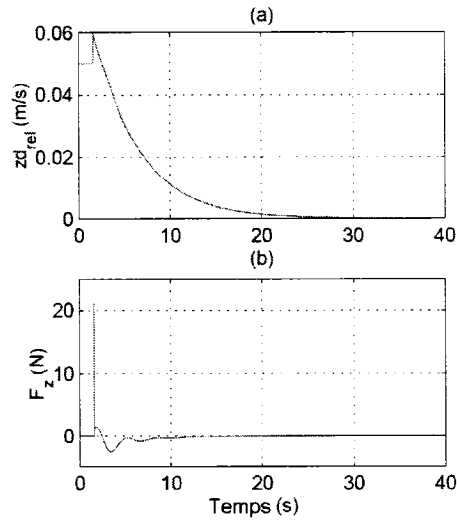
aux éqs. (3.19) et (3.20) présentées ci-dessus. Aucun problème ne semble résulter de la construction de ce bloc.

3.7 Simulateur en mode de simulation numérique pure

Dans le but de vérifier la fonctionnalité du simulateur d'amarrage utilisant le module CDT, les propriétés surfaciques et la géométrie des effecteurs montrés à la Figure 1 ont été fournies à l'ASC par MDA Space Missions. Pour les cas où il y a absence de contact entre le satellite chasseur et le satellite cible, la vérification des comportements dynamiques des satellites a été réalisée tel qu'exposé aux Sous-sections 3.2.2 et 3.3.1.

Lorsqu'il y a présence de contact entre les deux satellites, les résultats analytiques sont pratiquement incalculables et aucune donnée de cas réel d'amarrage n'est disponible pour servir de référence. Ainsi, la performance du simulateur peut difficilement être déterminée avec précision. Il est cependant possible, en se basant sur un jugement logique, d'évaluer la vraisemblance des résultats.

Par exemple, les Figures 3.12 (a) et (b) présentent respectivement la vitesse relative des deux satellites et les forces normales de contact obtenues par le simulateur d'amarrage en mode de simulation numérique pure avec le module CDT. Les paramètres utilisés pour cette simulation sont présentés au Tableau 3.2. À la Figure 3.12, avant l'impact, soit dans l'intervalle de temps allant de 0 à 2 secondes, aucune force de contact n'est présente et la vitesse relative des deux satellites est constante à la vitesse d'approche de 5 cm/s. Dès l'impact, à 2 secondes, le mécanisme d'amarrage devient actif et une impulsion de l'ordre de 22 N est appliquée sur les deux satellites augmentant ainsi, presque instantanément, leur vitesse relative à 6 cm/s. Le mécanisme d'amarrage rapproche alors lentement les deux véhicules jusqu'à la



TAB. 3.2 Propriétés des satellites pour la Figure 3.12.

Propriété	Valeur
Vitesse d'approche	5 cm/s
Masse du sat. cible	200 kg
Masse du sat. chasseur	500 kg
Masse de l'effecteur	6 kg
Fréq. naturelle, f_n	1.6 Hz
Rap. d'amortissement, (ζ)	1.0

FIG. 3.12 Résultats d'une simulation d'amarrage avec le module CDT ; (a) Vitesse normale relative calculée ; (b) Force normale de contact calculée.

complétion de sa trajectoire de traction. Tel qu'illustré à la Figure 3.12 (a), après l'amarrage, à 30 secondes, la vitesse relative des deux véhicules devient nulle. La sinuosité de la force que nous pouvons apercevoir à la Figure 3.12 (b) après 2 secondes est causée par la flexibilité du mécanisme compliant retenant l'effecteur du satellite chasseur. Nous pouvons donc constater que les résultats obtenus à la Figure 3.12 sont bien représentatifs des phénomènes présents lors d'un tel type de capture de satellites.

3.8 Rapport sur la validation du simulateur d'amarrage

Le tableau 3.3 présente les principales vérifications effectuées, les problèmes constatés ainsi que les corrections apportées aux différents blocs du simulateur ainsi qu'au nouveau sous-système "SS_ati" introduit dans le modèle d'émulation.

Suite aux vérifications effectuées sur l'ensemble des blocs du simulateur d'amarrage nous pouvons affirmer que celui-ci serait en mesure de fournir de bons résultats en

émulation ou lors de simulations numériques pures avec le module CDT. Évidemment, pour que ce simulateur puisse fournir une émulation envisageable à l'aide du banc d'essai STVF il est primordial de s'assurer que ce dernier est exempt d'erreurs et apte à fournir un comportement dynamique adéquat pour ce type d'émulation. Les vérifications concernant la fonctionnalité du simulateur d'amarage utilisé conjointement avec le banc d'essai STVF sont présentées au chapitre 4.

TAB. 3.3 Résumé des vérifications et des améliorations apportées au simulateur d'amarage de satellites.

Véfication effectuée	Problème constaté	Correction appliquée
Bloc "Contact_FM"		
Méthode utilisée pour l'élimination du bruit en l'absence de contact	La méthode utilisée précédemment générerait une impulsion lorsque la force de contact atteignait la limite du domaine du bruit du FP	Création d'une nouvelle fonction ("Transfert_zone") permettant d'obtenir un domaine de bruit associé à l'ATI et ne générant pas d'impulsion
Équations de changement de référentiels pour les forces et moments	Aucun	Aucune
Bloc "Chaser Satellite for HLS"		
Comportement du "V _z Controller"	Aucun	Aucune
Comportement dynamique du satellite	Aucun	Aucune
Bloc "Target Satellite"		
Comportement dynamique du satellite	Aucun	Aucune

TAB. 3.3 Résumé des vérifications et des améliorations apportées au simulateur d'amarrage de satellites (suite).

Véfication effectuée	Problème constaté	Correction appliquée
Bloc "Rel. Pos. Target_Chaser"		
Équations de changement de référentiels pour la trajectoire	Les équations permettant de calculer la trajectoire relative n'incluaient pas les termes associés au mouvement de rotation du référentiel	Modification des équations pour inclure tous les termes nécessaires
Bloc "Data Preperation for STVF"		
Équations de changement de référentiels pour la trajectoire	Aucun	Aucune
Sous-système "SS_ati"		
Équations de changement de référentiels pour les forces et moments	Aucun	Aucune
Simulation en mode numérique pur		
Vraisemblance des résultats	Aucun	Aucune

CHAPITRE 4

VÉRIFICATION ET AMÉLIORATION DU BANC D'ESSAI D'ÉMULATION D'AMARRAGE

Ce chapitre résume les différentes vérifications qui ont été effectuées au niveau du banc d'essai de l'émulateur d'amarrage de satellites permettant son amélioration et son analyse comportementale. Au départ, les effecteurs prototypes de MDA Space Missions montrés à la Figure 1 devaient être utilisés pour tester le banc d'essai d'amarrage de satellites. Par contre, dans le but d'obtenir des cas de contact plus simples à analyser et moins dommageables pour l'effecteur prototype, la plupart des émulations effectuées lors des vérifications ont été exécutées à l'aide d'un effecteur à bout sphérique (*round peg*) montré à la Figure 4.1. Lors de ces essais, cet effecteur entraînait directement en collision avec la plaque supérieure de l'ATI et aucun mécanisme d'amarrage n'intervenait dans la simulation ; nous obtenions alors un cas d'impact très simple, soit celui d'un point sur une surface plane.

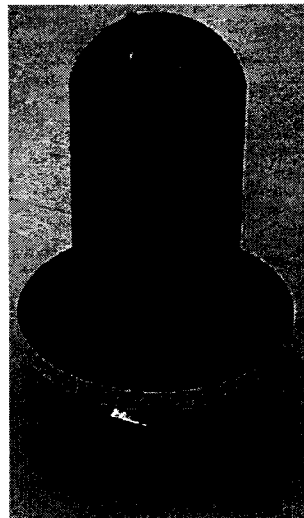


FIG. 4.1 Effecteur à bout sphérique (*round peg*).

À l'aide de cette configuration simplifiée, une analyse préliminaire du comportement du robot SMT lors d'émulations effectuées en fonction des paramètres liés aux propriétés des satellites (masse, rigidité, amortissement du mécanisme compliant, etc.) a montrée de grandes améliorations au niveau de la fluidité des mouvements pour certaines situations, comme lorsque nous augmentons la masse des satellites. Par contre, avant de conclure sur la validité des résultats, nous devons nous attarder sur une vérification de l'équipement matériel du banc d'essai ainsi que sur une analyse exhaustive des résultats de l'émulation. Il faut mentionner que les tests qui ont été effectués pour ces vérifications ont été concentrés sur des cas où les propriétés inertielles des satellites permettaient des mouvements plus stables.

Dans le but d'avoir une idée générale des résultats d'émulation que nous devrions obtenir avec ce type de configuration, la simulation numérique pure avec le module CDT est à déconseiller puisque ce dernier est spécialement configuré pour des simulations d'amarrage très complexes, faisant intervenir le mécanisme de capture de MDA Space Missions. Dans cette perspective, le modèle de contact *point-to-plane*, spécifiquement adapté aux simulations d'impact d'un point (ou d'une sphère) sur une surface plane, a été vérifié et introduit dans le simulateur en parallèle avec le module CDT. Ainsi, une partie des résultats d'émulation présentés dans les prochaines sections s'y réfère.

Les propriétés surfaciques et la géométrie des surfaces de contact utilisées dans ce modèle sont présentées au Tableau 4.1. Le rayon de la sphère a été déterminé en fonction de la géométrie de l'effecteur à bout sphérique, et la rigidité des surfaces a été estimée par des tests de contact en émulation avec STVF.

TAB. 4.1 Paramètres du modèle de contact *point-to-plane*.

Propriété	Valeur
Rigidité des surfaces de contact	$2,7 \times 10^6$ N/m
Rayon de la sphère	0,047 m
Ordre de linéarité de la rigidité	1,5
Coefficient de restitution (e)	0,9

4.1 Calibrage du capteur de force

Le calibrage dynamique et statique de l’ATI se fait automatiquement à l’aide d’une matrice de calibrage fournie par le fabricant. Chacun des capteurs a une matrice de calibrage unique, ce qui permet d’obtenir un calibrage rapide et précis. Une vérification concluante au niveau du système d’acquisition des mesures de l’ATI a cependant été faite pour confirmer que ce calibrage était adéquat.

4.2 Transmission des données

Une attention particulière a été consacrée aux fréquences de transfert des données entre les différents nœuds de calcul des sous-systèmes du modèle d’émulation présenté à la Figure 1.8. Normalement, ces fréquences doivent être de 1000 Hz, puisque le pas de calcul du modèle d’émulation est de 10^{-3} secondes.

Dans le but de vérifier les fréquences de transfert du modèle, nous avons connecté les ports d’entrée, au niveau de chacun des sous-systèmes, à un bloc “OpWriteFile”¹, puis nous avons analysé la fréquence des mises à jour de chaque variable.

Lors de cette analyse, toutes les variables avaient une fréquence de mise à jour de

¹Le bloc OpWriteFile est un module de RTLab permettant l’acquisition de données.

1000 Hz, à l’exception des mesures de forces et moments provenant du sous-système “SS_ati” (voir Section 3.6), lesquelles avaient une fréquence de mise à jour de 100 Hz, ce qui indique qu’un problème subsistait au niveau de ce sous-système. Après examen, nous avons constaté que la fréquence d’échantillonnage de l’ATI était de l’ordre de 100 Hz, soit dix fois moins que la fréquence demandée par le modèle d’émulation. Pour corriger ce problème, la fréquence d’échantillonnage de l’ATI a été augmentée à 5000 Hz afin d’obtenir une mise à jour des mesures conforme à l’émulation.

Précisons que cette source d’erreur était très néfaste, car en ayant une fréquence d’échantillonnage aussi faible, nous perdons beaucoup d’informations sur la nature des forces et moments de contact en question. Avec cette faible fréquence d’échantillonnage, nous limitons, d’après le théorème de Nyquist, les composantes fréquentielles des courbes de forces et moments inférieures à 50 Hz (Swanson, 2000). Suite à cette correction, des essais d’émulation ont montré un comportement plus stable lors du contact, ce qui indique que la simulation et le robot SMT réagissent plus rapidement, et plus fidèlement aux véritables forces et moments de contact.

4.3 Positionnement des référentiels

Dans le Chapitre 3, nous avons été en mesure de vérifier la fonctionnalité de plusieurs transformations de référentiels. Bien que celles-ci soient fonctionnelles, leur précision ne sera pas validée tant que nous n’aurons pas vérifié si leurs positionnements ont été bien déterminés. Ces référentiels sont définis au niveau des fichiers MATLAB d’initialisation du modèle d’émulation. Le positionnement des référentiels peut être simplement défini en fonction de la simulation désirée ou peut nécessiter d’être déterminé physiquement au niveau du banc d’essai.

4.3.1 WSFP

Le référentiel *WSFP* doit être centré sur le dessus du FP par rapport au référentiel *World*, soit le point de contact où aucun moment n'est mesuré. Ce positionnement avait déjà été déterminé avec précision puisque le banc d'essai de STVF utilise le FP comme dispositif de mesure des forces et moments de contact et que ce référentiel est largement utilisé au niveau de son modèle d'émulation. Ainsi, le vecteur position et la matrice de rotation du référentiel *WSFP* par rapport au référentiel *World* préalablement déterminés sont respectivement

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{WSFP/World}^{(1)} &= \begin{bmatrix} 1,0794 \\ 0,0148 \\ -0,47448 \end{bmatrix} (m) \\ \mathbf{R}_{WSFP/World}^{(1)} &= \begin{bmatrix} -6,70 \times 10^{-3} & 9,99 \times 10^{-1} & 2,17 \times 10^{-3} \\ 9,99 \times 10^{-1} & 6,70 \times 10^{-3} & -2,42 \times 10^{-3} \\ -2,43 \times 10^{-3} & 2,16 \times 10^{-3} & -9,99 \times 10^{-1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.1)$$

Par contre, nous avons constaté lors de tests de routine que lorsque le satellite chasseur entraînait directement en contact avec l'ATI (positionné au centre du FP) selon l'axe z du référentiel *WSFP*, nous obtenions des moments non négligeables selon l'axe x et l'axe y . Plusieurs hypothèses ont été émises pour expliquer ce problème, telles qu'un mauvais positionnement du robot SMT par rapport à la trajectoire d'approche demandée, une erreur au niveau du positionnement du référentiel de l'ATI, etc. Après examen, nous avons constaté que le problème résidait au niveau du positionnement du centre du FP, et donc du référentiel *WSFP*. L'explication de cette variation n'a pas encore été déterminée. Notre hypothèse première est que le FP a peut-être été légèrement déplacé au cours des nombreux essais de contact

effectués avec le robot SMT, ce qui expliquerait ce nouveau positionnement.

La nouvelle position du centre du FP a été déterminée en appliquant sur celui-ci une force verticale avec l'effecteur du robot SMT en mode de commande manuel jusqu'au point de contact où aucun moment n'est mesuré par le FP. La mesure de cette position peut alors se faire à partir des valeurs affichées au niveau de la console, lesquelles sont précisément calculées à partir des encodeurs des actionneurs du robot SMT. Le nouveau vecteur position du référentiel *WSFP* par rapport au référentiel *World* devient donc

$$\mathbf{r}_{WSFP/World}^{(2)} = \begin{bmatrix} 1,0860 \\ 0,06258 \\ -0,47448 \end{bmatrix} (m) \quad (4.2)$$

Il faut noter que nous n'avons pas mesuré à nouveau le positionnement angulaire associé à la matrice de rotation $\mathbf{R}_{WSFP/W}$ étant donné la complexité de cette intervention et le manque d'équipement pour l'effectuer.

4.3.2 ORUWS

En ce qui concerne STVF, le référentiel *ORUWS* permet de positionner le ORU que le SPDM (ou le robot SMT) devra atteindre. Dans le projet d'émulation d'amarrage de satellites, ce référentiel coïncide avec le référentiel du préhenseur-connecteur du satellite cible (*EET*) et est utilisé dans le modèle dynamique SYMOFROS de ce dernier. Le positionnement du référentiel *ORUWS* peut varier selon la simulation désirée mais est toujours défini par rapport au référentiel *World*. Ainsi, si nous voulons que le préhenseur-connecteur du satellite cible soit centré horizontalement sur le FP, nous devons utiliser le vecteur position du référentiel *WSFP* avec un

certain décalage selon la direction verticale. Puisque nous avons déterminé dans la sous-section précédente un nouveau positionnement du référentiel *WSFP*, nous devons faire de même pour le référentiel *ORUWS*. Suite aux modifications apportées, le nouveau vecteur position du référentiel *ORUWS* est

$$\mathbf{r}_{ORUWS/World} = \begin{bmatrix} 1,0860 \\ 0,06258 \\ -0,4198 \end{bmatrix} (m) \quad (4.3)$$

Après vérification, le positionnement angulaire associé au référentiel *ORUWS* s'est avéré consistant, et n'a pas été modifié.

4.3.3 Référentiels des satellites

Le référentiel interne (*IEE*) et le référentiel du centre de masse (*CMEE*) de l'effecteur du satellite chasseur sont définis par rapport au référentiel externe (*OEE*) de l'effecteur (voir Figure 1.7), lequel est défini par rapport aux pinces du robot SMT. Ces référentiels sont donc fixes par rapport au référentiel des pinces du robot SMT. Quant au référentiel du corps principal (*CMC*) du satellite chasseur, celui-ci n'est pas fixe relativement au référentiel des pinces du robot puisque le mécanisme compliant permet son mouvement.

Le référentiel du préhenseur-connecteur du satellite cible (*EET*), tel que mentionné à la sous-section précédente, est coïncident au référentiel *ORUWS*. Le référentiel interne (*IT*) et le référentiel du centre de masse (*CMT*) du satellite cible sont quant à eux définis par rapport au référentiel *EET*. Ainsi, les référentiels associés au satellite cible seront fixes par rapport au référentiel *World*, et choisis en fonction de l'émulation désirée.

En nous basant sur un jugement logique, nous avons été en mesure de vérifier la validité du positionnement de ces référentiels en tenant compte de l'environnement alloué au banc d'essai.

4.3.4 ATI

L'ATI est installé au centre du FP et fournit des mesures dans le référentiel situé au centre de ses capteurs. Au niveau des fichiers d'initialisation, le référentiel de l'ATI est positionné relativement au référentiel *WSFP*. Le vecteur position et la matrice de rotation du référentiel *ATI* par rapport au référentiel *WSFP* précédemment déterminés sont respectivement

$$\mathbf{r}_{ATI/WSFP}^{(1)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,02955 \end{bmatrix} \quad (m) \quad \mathbf{R}_{ATI/WSFP}^{(1)} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (4.4)$$

La Figure 4.2 présente le positionnement de l'ATI sur le FP avec ses deux plaques de fixation. La plaque de fixation inférieure permet d'unir l'ATI sur le FP, tandis que la plaque de fixation supérieure permet de fixer l'ATI au préhenseur-connecteur du satellite cible. Puisque le référentiel de l'ATI et le référentiel du FP sont coaxiaux selon leur axe z , leur positionnement relatif nécessite seulement de connaître la distance verticale entre le capteur de l'ATI et le référentiel *WSFP*. Selon la Figure 4.2, la mesure de cette distance est de $0,04304 \text{ m}^2$. Cette dimension, qui avait déjà été déterminée par erreur à $0,02955 \text{ m}$, nous permet d'obtenir le nouveau vecteur position du référentiel *ATI*, soit

²Les mesures ont été déterminées à l'aide d'un pied à coulisse de $0,01 \text{ mm}$ de précision.

$$\mathbf{r}_{ATI/WSFP}^{(2)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.04304 \end{bmatrix} (m) \quad (4.5)$$

Il faut souligner que l'erreur qu'il y avait au niveau du positionnement du référentiel de l'ATI n'influçait pas les forces verticales de contact, et que, de fait, l'instabilité observée lors de contacts verticaux ne peut y être imputable. Par contre, cette erreur de positionnement peut modifier légèrement les moments appliqués sur les satellites lesquels sont engendrés par des forces de contact latérales.

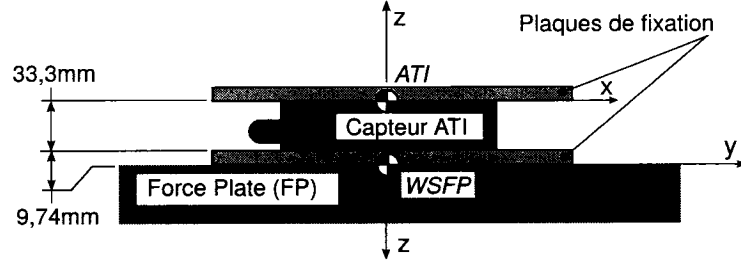


FIG. 4.2 Positionnement de l'ATI et des plaques de fixation sur le FP.

4.4 Fidélité des résultats

Pour que l'objectif d'émulation soit atteint, il faut entre autres que l'émulateur d'amarrage de satellites réponde au critère de répétabilité des résultats. Pour nous assurer de ceci, nous avons vérifié la fidélité de la vitesse des satellites après impact.

Afin de limiter l'analyse à une seule variable, soit celle de la vitesse du satellite chasseur après impact, nous avons fixé le satellite cible et noté la vitesse du satellite chasseur après stabilisation, à la suite de l'impact, du mécanisme compliant. Pour fixer l'un des satellites, il suffit d'annuler les forces et moments qui lui sont appliqués au niveau du bloc "Contact FM" (voir Section 3.1). Nous avons donc exécuté

plusieurs essais d'émulation d'impacts entre le satellite chasseur et le satellite cible, en variant la masse du satellite chasseur et celle de son effecteur, ainsi que la vitesse d'approche. Étant donné le grand nombre de paramètres configurables au niveau de la simulation, nous avons maintenu la fréquence naturelle du mécanisme compliant (f_n) à 1 Hz et son rapport d'amortissement (ζ) à 1.

L'analyse des résultats de ces tests a montré une assez grande variation des vitesses pour certaines configurations, notamment lors d'une diminution de la vitesse d'approche pour un satellite chasseur de faible masse. Le diagramme en boîtes à moustaches de la Figure 4.3 présente la fidélité des résultats obtenus pour les cinq tests exposés dans le Tableau 4.2. Les rectangles de la Figure 4.3 couvrent les résultats allant du premier au troisième quartile, et sont coupés par la médiane. Les segments placés aux extrémités vont jusqu'aux valeurs extrêmes obtenues. Le nombre d'échantillons pour chacun de ces tests est de cinq, ce qui est relativement peu mais suffit néanmoins pour donner une idée générale de l'étendue des résultats.

La variabilité des vitesses obtenues lors de tests impliquant un satellite chasseur de faible masse pourrait s'expliquer par le fait qu'en diminuant ainsi la masse du satellite, celui-ci est alors plus susceptible de changer de vitesse lors d'une fluctuation de la force d'impact. Par contre, malgré qu'il soit normal d'obtenir une

TAB. 4.2 Configurations du satellite chasseur pour l'étude de la fidélité des résultats.

Test num.	Masse du corps principal (kg)	Masse de l'effecteur (kg)	Vitesse d'approche (mm/s)
1	400	100	2
2	400	100	6
3	400	100	9
4	900	900	2
5	900	900	6

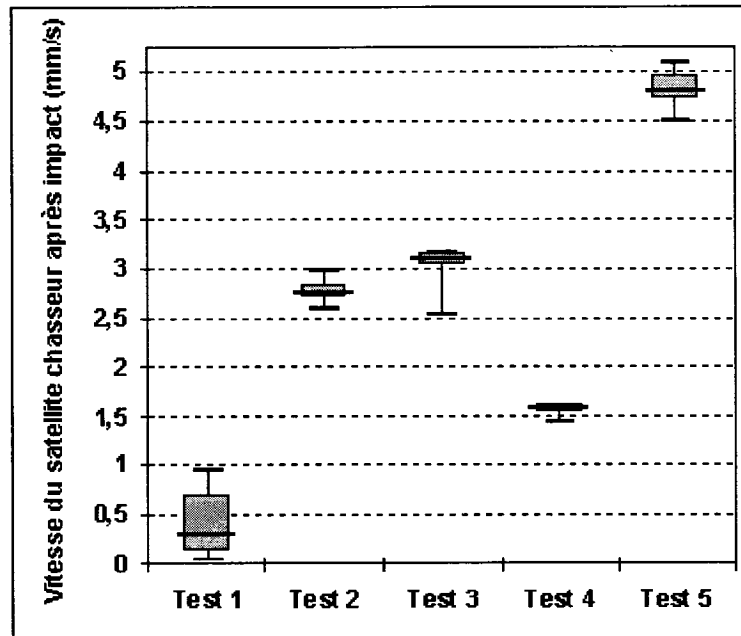


FIG. 4.3 Fidélité des vitesses du satellite chasseur après impact lors des tests d'émulation présentés au Tableau 4.2.

certaine variation de vitesse lors d'un tel impact, les résultats présentés à la Figure 4.3 semblent indiquer que l'émulateur ne répond pas au critère de fidélité des résultats. Nous considérerons à la Section 4.7 une source possible d'erreur pouvant expliquer ces variations.

4.5 Quantité de mouvement et moment angulaire

L'étude de la quantité de mouvement et du moment angulaire du système incluant les deux satellites lors de l'impact en émulation permet de vérifier l'implantation du simulateur d'amarrage dans l'émulateur ainsi que la fonctionnalité du simulateur. Pour expliquer cette procédure de vérification, la Sous-section 4.5.1 présente les notions théoriques de la quantité de mouvement et du moment angulaire lors d'un contact entre deux satellites. La Sous-section 4.5.2 présente les résultats des tests

d'émulation pour les cas d'impacts centrés, et la Sous-section 4.5.3 présente les tests d'impacts décentrés.

4.5.1 Notions théoriques

En mécanique, pour des vitesses faibles comparativement à la vitesse de la lumière, la quantité de mouvement \mathbf{G} d'un corps rigide au temps t est définie comme étant

$$\mathbf{G}(t) = m\mathbf{v}(t) \quad (4.6)$$

où m et $\mathbf{v}(t)$ représentent respectivement la masse et le vecteur vitesse du centre de masse du corps rigide au temps t (Meriam, 1998). De la même manière, le moment angulaire \mathbf{H} de ce corps rigide par rapport à son centre de masse au temps t peut s'écrire

$$\mathbf{H}_G(t) = \mathbf{I}_G \mathbf{w}(t) \quad (4.7)$$

où $\mathbf{w}(t)$ et \mathbf{I}_G représentent respectivement le vecteur vitesse angulaire et le moment d'inertie par rapport au centre de masse du corps rigide. Si aucune perturbation extérieure à ce corps n'intervient sur celui-ci, il y a conservation de la quantité de mouvement et du moment angulaire de ce corps, décrite par

$$\mathbf{G}(t) = \mathbf{G}(t') \quad \text{et} \quad \mathbf{H}_G(t) = \mathbf{H}_G(t') \quad (4.8)$$

où t' est un autre point temporel. Par contre, si une force extérieure, $\mathbf{F}(t)$, était appliquée au centre de masse de ce corps pendant une courte période de temps, de t_0 à t_2 , nous aurions un changement de quantité de mouvement, soit une impulsion linéaire $\Delta \mathbf{G}$ définie par

$$\Delta \mathbf{G} = \mathbf{G}(t_2) - \mathbf{G}(t_0) = \int_{t_0}^{t_2} \mathbf{F}(t) dt \quad (4.9)$$

où

$$\mathbf{G}(t_0) = m\mathbf{v}(t_0) \quad (4.10)$$

et où

$$\mathbf{G}(t_2) = m\mathbf{v}(t_2). \quad (4.11)$$

De la même manière, si un moment extérieur, $\mathbf{M}_G(t)$, était appliqué sur ce corps par rapport à son centre de masse durant une courte période de temps, de t_0 à t_2 , nous aurions un changement de moment angulaire, soit une impulsion angulaire $\Delta\mathbf{H}_G$ définie par

$$\Delta\mathbf{H}_G = \mathbf{H}_G(t_2) - \mathbf{H}_G(t_0) = \int_{t_0}^{t_2} \mathbf{M}_G(t) dt \quad (4.12)$$

où

$$\mathbf{H}_G(t_0) = \mathbf{I}_G\boldsymbol{\omega}(t_0) \quad (4.13)$$

et où

$$\mathbf{H}_G(t_2) = \mathbf{I}_G\boldsymbol{\omega}(t_2). \quad (4.14)$$

Supposons maintenant qu'un satellite chasseur ait une vitesse linéaire initiale $\mathbf{v}_C(t_0)$ et une vitesse angulaire nulle, et entre en collision avec un satellite cible de vitesse initiale nulle à un point P, tel que montré à la Figure 4.4. Supposons de plus que la seule force non négligeable générée par le satellite chasseur sur le satellite cible soit la force $F_P(t)\mathbf{n}$ normale à la surface de contact du satellite cible durant la période de contact de t_0 à t_2 , où \mathbf{n} est un vecteur unitaire. Nous assumons donc par cette simplification que la friction durant l'impact est négligeable et que la période de contact est très courte pour ne pas changer l'orientation des satellites avant la fin de l'impact. D'après l'éq. (4.9), les vitesses linéaires selon la direction de l'impulsion après l'impact entre le satellite chasseur et le satellite cible seraient

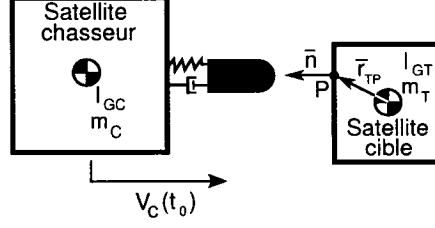


FIG. 4.4 Scénario de collision entre le satellite chasseur et le satellite cible.

respectivement

$$\mathbf{v}_C(t_2) = \mathbf{v}_C(t_0) + \frac{\Delta G_{TC} \mathbf{n}}{m_C} \quad (4.15)$$

et

$$\mathbf{v}_T(t_2) = -\frac{\Delta G_{TC} \mathbf{n}}{m_T} \quad (4.16)$$

où

$$\Delta G_{TC} = \int_{t_0}^{t_2} F_P(t) dt \quad (4.17)$$

est l'impulsion linéaire appliquée sur le satellite chasseur par le satellite cible, et où m_C et m_T sont respectivement la masse du satellite chasseur et celle du satellite cible. En multipliant l'éq. (4.15) par m_C et l'éq. (4.16) par m_T , puis en additionnant les deux nouvelles équations trouvées, nous obtenons

$$m_C \mathbf{v}_C(t_2) + m_T \mathbf{v}_T(t_2) = m_C \mathbf{v}_C(t_0). \quad (4.18)$$

L'éq. (4.18) permet de constater que la quantité de mouvement du système incluant les deux satellites est en tout temps conservée si la force de friction est négligeable et que l'impact se déroule pendant une très courte période.

Connaissant la position du point P par rapport au centre de masse du satellite cible, \mathbf{r}_{TP} , nous pouvons facilement déterminer le moment généré par la force $\mathbf{F}_P(t)$ sur

le satellite cible :

$$\mathbf{M}_{GT}(t) = \mathbf{r}_{TP} \times F_P(t)\mathbf{n}. \quad (4.19)$$

D'après les éqs. (4.12), (4.13), (4.14) et (4.19), nous pouvons déterminer les vitesses angulaires du satellite chasseur et du satellite cible après contact par

$$\mathbf{w}_C(t_2) = \mathbf{0} \quad (4.20)$$

et

$$\mathbf{w}_T(t_2) = \frac{\mathbf{r}_{TP} \times \Delta G_{TC}\mathbf{n}}{\mathbf{I}_{GT}} = \frac{\Delta \mathbf{H}_{GT}}{\mathbf{I}_{GT}} \quad (4.21)$$

où

$$\Delta \mathbf{H}_{GT} = \int_{t_0}^{t_2} \mathbf{M}_{GT}(t) dt \quad (4.22)$$

est l'impulsion angulaire sur le satellite cible et où \mathbf{I}_{GT} est le moment d'inertie du satellite cible par rapport à son centre de masse. Puisque la force $F_P(t)$ est dirigée vers le centroïde du centre de masse du satellite chasseur, aucun moment n'est généré sur ce dernier, et tel que montré à l'éq. (4.20) sa vitesse angulaire après impact est nulle.

Supposons maintenant que le satellite chasseur entre en collision perpendiculairement à la surface de contact du satellite cible et que les forces de contact passent par le centre de masse de ce dernier. Nous aurions donc ce qu'on appelle un impact centré. Dans cette situation, le vecteur unitaire \mathbf{n} au point de contact P sera parallèle au vecteur \mathbf{r}_{TP} , et d'après les éqs. (4.20) et (4.21), les vitesses angulaires des satellites après contact seront nulles.

4.5.2 Tests d'impacts centrés

La Figure 4.5 présente les forces normales de contact en fonction du temps lors d'un impact centré entre les deux satellites de la simulation numérique pure (a) et de l'émulation (b), et ce pour la configuration décrite au Tableau 4.3. Il est à noter que l'effecteur à bout sphérique (voir Figure 4.1) a été utilisé pour l'émulation, et que le modèle de contact utilisé pour la simulation numérique pure a été le modèle *point-to-plane*. Bien que ces deux tests soient identiques relativement aux paramètres utilisés, les résultats obtenus semblent très différents à première vue. La simulation numérique pure a généré des forces de contact très faibles, inférieures à 1 N, et étalées sur une durée de temps supérieure à une seconde. Pour l'émulation, la courbe de forces a deux crêtes et atteint une valeur bien plus élevée, de l'ordre de 60 N, et le contact s'est déroulé durant une période environ dix fois plus courte qu'en simulation numérique pure.

Il faut noter que les résultats obtenus en mode de simulation numérique pure ne doivent pas être nécessairement considérés comme une représentation fidèle de la réalité étant donné que ce type de simulation est très sensible à la variation des propriétés des surfaces de contact. Par contre, suite à plusieurs essais en simulation

TAB. 4.3 Configurations des satellites pour les Figures 4.5, 4.7, 4.8, 4.9 et 4.10.

Paramètre	Valeur
Vitesse d'approche, $v_C(t_0)$	2 mm/s
Masse du satellite cible, m_T	250 kg
Inertie satellite cible, I_{GTx}	22.4 kgm ²
Masse du satellite chasseur, m_C	250 kg
Masse de l'effecteur, m_E	6 kg
Mecanisme compliant, f_n	1,5 Hz
Mecanisme compliant, ζ	1,0

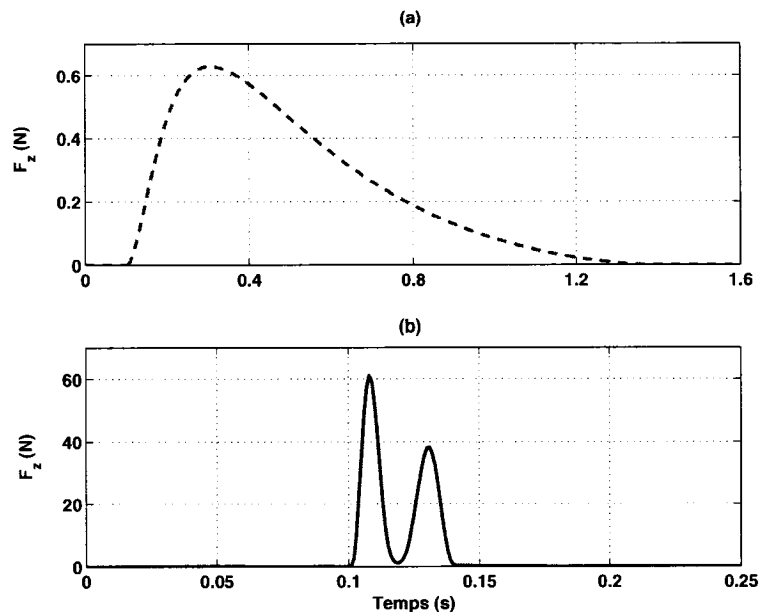


FIG. 4.5 Force normale de contact mesurée ; (a) Par la simulation numérique pure ; (b) Par l'émulation avec le robot SMT ; selon la configuration du Tableau 4.3.

numérique pure effectués en variant ces propriétés, nous n'avons pu constater aucun cas où nous obtenions des forces de contact aussi élevées que celles obtenues à la Figure 4.5 (b). Ainsi, il est évident d'après ces constatations que cette configuration de satellites n'est pas appropriée pour les émulations avec le robot SMT, surtout tenant compte du fait que le niveau de bruit de l'ATI est d'une grandeur de forces comparable à celles obtenues en simulation numérique pure (voir Sous-section 3.1.1).

De plus, ces résultats semblent indiquer que le robot SMT a une impédance beaucoup plus élevée que celle de cette configuration de satellites, et qu'il serait donc pratiquement impossible d'obtenir des courbes de forces expérimentales analogues pour des satellites d'une si faible masse. Cette différence d'impédance aurait une grande incidence sur l'énergie introduite dans le mouvement des deux satellites lors de l'impact, mais ne devrait logiquement pas influencer la conservation de la

quantité de mouvement du système des deux satellites, ni la véracité de l'équation du moment angulaire. Nous discuterons plus en détail de cette possibilité dans la Section 4.6 traitant de l'étude énergétique de l'impact.

Il est important de noter que les forces de la Figure 4.5 (b) sont mesurées par l'ATI et que ces forces diffèrent de celles appliquées sur le satellite cible vu la présence d'un filtre de premier ordre utilisé pour diminuer l'effet des fréquences élevées non-désirées, lesquelles sont introduites par des phénomènes parasites tels que la vibration du capteur de force ou du robot SMT, ces deux corps étant très rigides et présentant des fréquences naturelles élevées. Ainsi, plus la fréquence de coupure de ce filtre est basse, plus nous éliminons les composantes fréquentielles de la force qui sera appliquée sur les modèles de simulation des satellites. Évidemment, à l'opposé, plus la fréquence de coupure de ce filtre est augmentée, plus la force appliquée sur les modèles de simulation des satellites aura une allure similaire à celle mesurée. Nous serions donc portés à croire qu'il est préférable d'augmenter le plus possible cette fréquence, ou tout simplement d'éliminer ce filtre pour garder les composantes fréquentielles élevées, souvent rencontrées lors d'impacts entre deux corps et ainsi augmenter la bande passante du signal. Par contre dans ce segment de vérification, les fréquences de coupure utilisées au niveau de ce filtre, f_H , ont été maintenues aux valeurs des fréquences retrouvées dans le modèle de STVF, soit de 4 Hz. Nous étudierons l'effet de la variation de cette fréquence dans la Sous-section 4.6.3. La disposition de ce filtre au niveau du circuit de la force est présentée dans le schéma de contrôle expérimental à la Figure 4.6 sous l'intitulé "Filter_high_lvl".

Après un calcul rapide des aires comprises sous les courbes de forces de la Figure 4.5, et d'après l'éq. (4.9), il semblerait que le changement de la quantité de mouvement de chaque satellite est plus important pour le test en émulation que pour la simulation numérique pure, ce qui indique que les deux satellites ont été soumis à une impulsion plus importante lors du test d'émulation. Par contre, cette

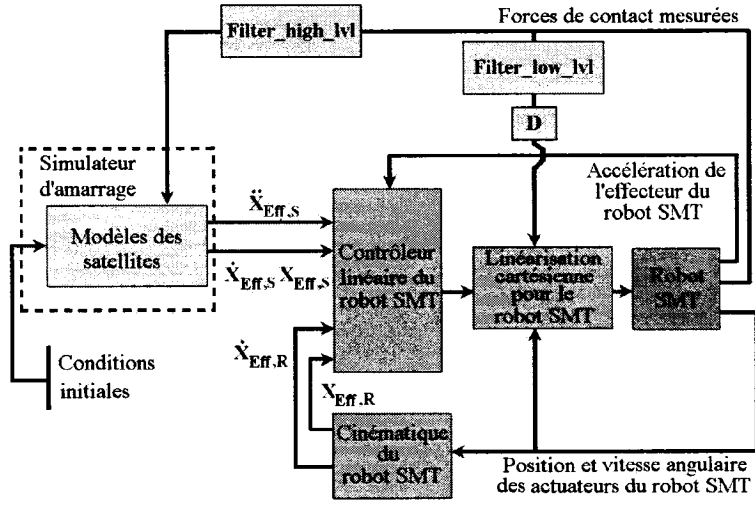


FIG. 4.6 Disposition des filtres “Filter_high_lvl” et “Filter_low_lvl”, et du gain D au niveau du schéma de contrôle du banc d’essai d’émulation d’amarrage de satellites.

constatation ne signifie pas nécessairement que la conservation de la quantité de mouvement du système incluant le satellite chasseur et le satellite cible, décrite par l’éq. (4.18), n’est pas respectée.

À partir de l’éq. (4.18), la quantité de mouvement linéaire (selon la direction de l’impact) du système incluant les deux satellites au temps t peut s’exprimer par

$$G_{TC}(t) = m_C v_C(t) + m_T v_T(t), \quad (4.23)$$

où $v_C(t)$ et $v_T(t)$ sont respectivement les vitesses du satellite chasseur et du satellite cible selon la direction de l’impact. Si aucune force extérieure à ce système n’est appliquée sur ce dernier durant l’intervalle de temps allant de t_0 à t_2 , tel que démontré par l’éq. (4.18), il y aura conservation de la quantité de mouvement en tout temps, décrite par

$$m_C v_C(t_0) = m_C v_C(t_2) + m_T v_T(t_2) = m_C v_C(t') + m_T v_T(t'). \quad (4.24)$$

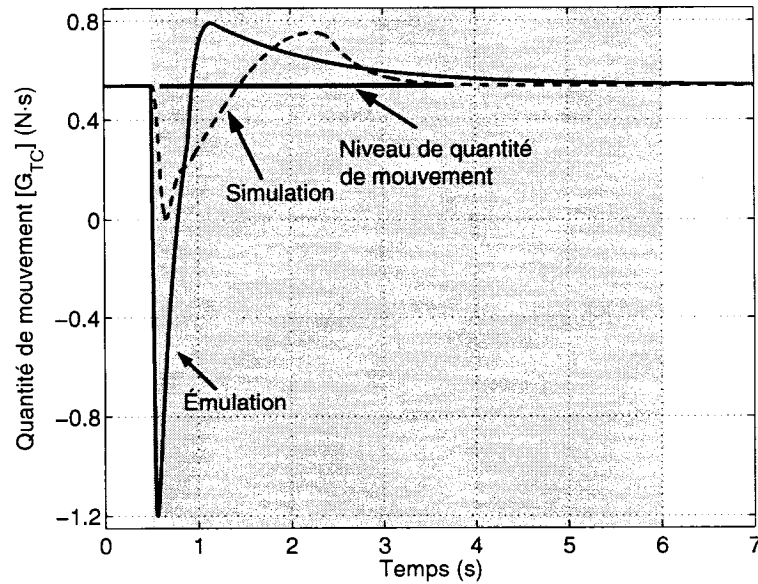


FIG. 4.7 Conservation de la quantité de mouvement après impact centré (calcul avec la vitesse des effecteurs selon la configuration du Tableau 4.3).

où t' est un point temporelle compris entre t_0 et t_2 .

Nous pouvons donc vérifier si l'éq. (4.24) est effectivement respectée lors de l'impact entre les deux satellites. L'éq. (4.23) a été appliquée aux résultats obtenus lors des deux types de tests, et nous avons pu confirmer, conformément à l'éq. (4.24), que les forces mesurées par l'ATI sont correctement transmises au niveau des deux satellites. La courbe continue bleue de la Figure 4.7 présente une approximation de la quantité de mouvement linéaire dans le système incluant les deux satellites lors de l'émulation de la Figure 4.5 (b), et la courbe pointillée rouge de la Figure 4.7 illustre l'équivalent obtenu pour la simulation numérique pure de la Figure 4.5 (a). Ces deux courbes ne fournissent que des approximations de la quantité de mouvement du système car les vitesses qui ont été utilisées au niveau du calcul de l'éq. (4.23) sont celles des effecteurs des deux satellites, puisque ce sont les seules vitesses disponibles au niveau du fichier d'acquisition du simulateur. Puisque le satellite chasseur est constitué de deux corps rigides reliés par un mécanisme compliant,

nous ne pouvons considérer que la partie transitoire des courbes de la Figure 4.7 (zone grise) représente fidèlement la quantité de mouvement du système. Par contre, après la stabilisation de ce mécanisme compliant, qui survient à approximativement six secondes, les vitesses du satellite chasseur et de son effecteur sont identiques, et la Figure 4.7 montre bien que la quantité de mouvement est conservée dans les deux cas et que, conséquemment, la troisième loi de Newton est respectée, laquelle stipule que si un corps C exerce une force F_{CT} sur un corps T , alors, en réaction, le corps T appliquera sur le corps C une force F_{TC} de même intensité, de même direction et de sens opposé à F_{CT} . Par l'émulation de différentes configurations d'impacts centrés, nous avons démontré que, dans tous les cas, la quantité de mouvement du système incluant les deux satellites est conservée, ce qui indique que le simulateur d'amarrage de satellites est implanté correctement dans le modèle d'émulation.

4.5.3 Tests d'impacts décentrés

Pour pousser davantage notre étude, nous avons analysé le moment angulaire du satellite cible lors d'un impact décentré. Pour ce faire, nous avons effectué des essais d'émulation lors desquels l'effecteur à bout sphérique du robot SMT entrait en collision avec l'ATI avec un léger désalignement par rapport au centre de masse du satellite cible. Évidemment, conformément à l'éq. (4.20), les vitesses angulaires du satellite chasseur après l'impact étaient pratiquement nulles. Par contre, suite à l'impulsion angulaire appliquée sur le satellite cible, sa vitesse angulaire était augmentée. Si l'impulsion angulaire est correctement appliquée au niveau du satellite cible, nous devrions obtenir, selon l'éq. (4.21), une correspondance entre sa vitesse angulaire et l'impulsion linéaire.

La Figure 4.8 présente les résultats d'un test d'impact décentré de 56,4 mm du centre de masse du satellite cible selon la direction $+y$ du référentiel du satellite

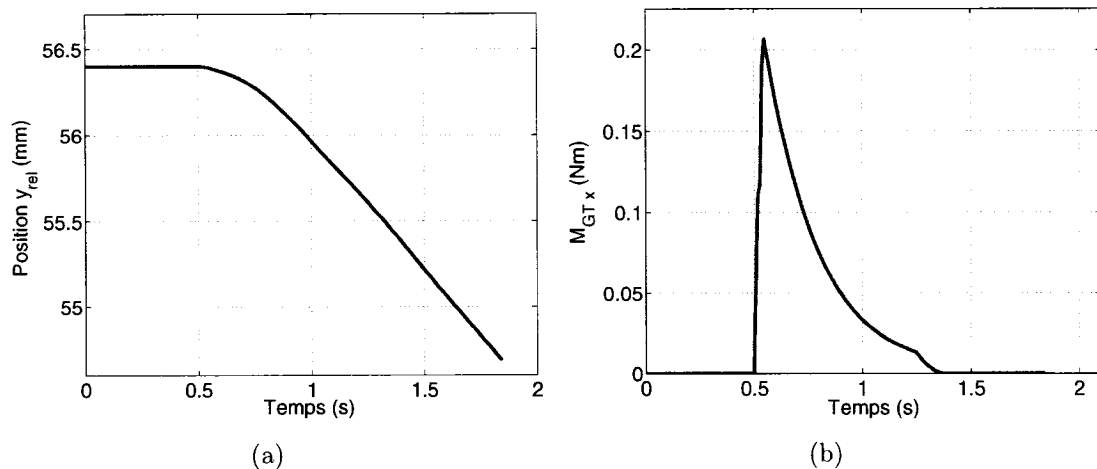


FIG. 4.8 Résultats du test d'émulation d'impact décentré; (a) Position relative du satellite chasseur par rapport au satellite cible selon la direction $+y$ du référentiel du satellite cible; (b) Moment généré sur le satellite cible; selon la configuration du Tableau 4.3.

cible avec les propriétés du Tableau 4.3. La Figure 4.8 (a), qui présente la position relative du satellite chasseur par rapport au satellite cible, montre bien le décalage initial de 56,4 mm et permet de voir que pendant l'impact, entre 0,5 s et 1,4 s, le positionnement relatif des deux satellites selon la direction y ne varie que d'un millimètre, ce qui signifie que nous obtenons très peu de mouvement durant le contact, et que nous pouvons donc utiliser les équations mentionnées plus haut pour estimer l'impulsion angulaire.

La Figure 4.8 (b) présente le moment généré sur le satellite cible, $M_{GT}(t)$, lors de l'impact. Ces données proviennent du fichier d'acquisition; toutefois, d'après l'éq. (4.19), nous aurions pu les déterminer à l'aide de la force d'impact normale et du positionnement relatif présenté dans la Figure 4.8 (a). Quant à la vitesse angulaire, celle-ci peut être aisément déterminée en utilisant l'éq. (4.21), où l'impulsion angulaire a été déterminée conformément à l'éq. (4.22). La Figure 4.9 (a) présente la vitesse angulaire déterminée selon cette méthode. Nous constatons que la vitesse angulaire de la Figure 4.9 (a) augmente, pour autant qu'un moment est

appliqué, et ce jusqu'à une valeur de $2,45 \times 10^{-3}$ rad/s. Nous présentons, dans la Figure 4.9 (b), la différence entre la vitesse angulaire calculée par le simulateur et celle déterminée par la méthode de l'impulsion angulaire. La différence maximale, qui est assez faible, de l'ordre de $2,92 \times 10^{-7}$ rad/s à la fin de l'impact, montre la consistance de l'éq. (4.21), et indique que les moments engendrés par l'impact décentré sont correctement transmis au satellite cible. L'écart rencontré est principalement dû à la légère friction générée par le contact de l'effecteur à bout sphérique avec l'ATI lors de l'émulation. Cette friction donne lieu à un mouvement de rotation des satellites plus ou moins élevé selon les différentes directions, ce qui modifie quelque peu l'exactitude de l'impulsion angulaire représentée par l'éq. (4.22), et affecte par ailleurs les moments angulaires des deux satellites. Il faut par contre souligner qu'il est tout à fait normal d'obtenir de tels comportements lors de tests d'impact décentrés, car dans la réalité l'absence de friction dans de tels types d'impacts n'arrive pratiquement pas. Suite à plusieurs autres émulations d'impacts décentrés, nous avons conclu que les moments angulaires des satellites observés pendant et après le contact de l'effecteur à bout sphérique avec l'ATI, respectent bien la théorie.

4.6 Étude énergétique

Suite aux observations précédentes relativement aux forces d'impact élevées pour l'émulation, nous avons envisagé d'étudier l'énergie transmise aux satellites lors de l'impact. La Sous-section 4.6.1 présente les notions théoriques en rapport avec la distribution de l'énergie lors de l'impact entre les deux satellites. La Sous-section 4.6.2 présente les résultats de l'analyse énergétique de différents essais préliminaires et la Sous-section 4.6.3 présente une analyse plus détaillée du comportement énergétique de l'émulation en fonction des propriétés des satellites et

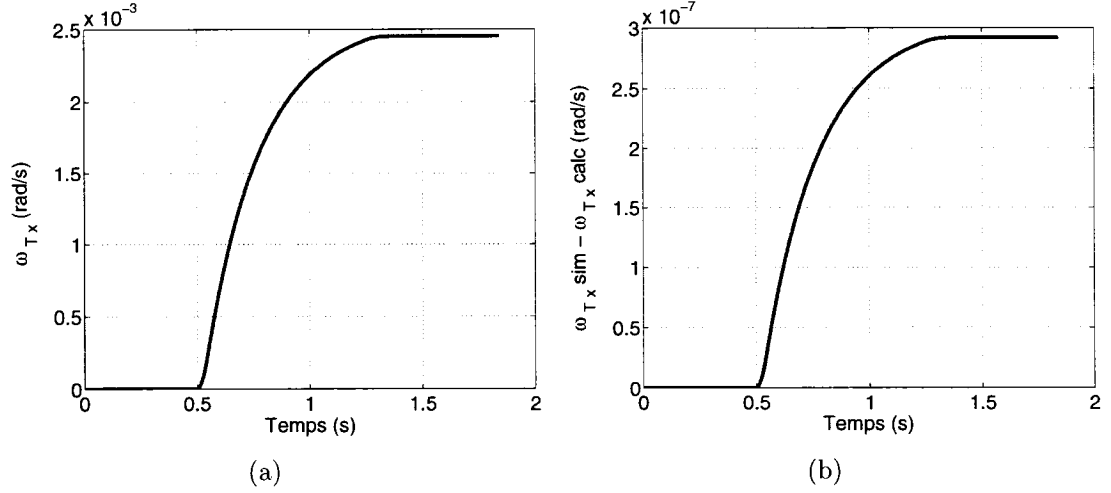


FIG. 4.9 Résultats du calcul par la méthode d'impulsion angulaire (a) Vitesse angulaire du satellite cible théorique; (b) Différence entre la vitesse angulaire du satellite cible du simulateur lors du test d'émulation et celle théorique; selon la configuration du Tableau 4.3.

des paramètres d'émulation.

4.6.1 Notions théoriques

Avant l'impact de deux satellites, la seule source d'énergie disponible pour accomplir l'amarrage est celle qui provient de leur mouvement, soit l'énergie cinétique. Ceci suppose toutefois l'absence de mécanisme d'amarrage actif³ ou de système de propulsion. Pour le mouvement rectiligne d'un satellite chasseur et d'un satellite cible ayant des vitesses linéaires initiales $v_C(t_0)$ et $v_T(t_0)$ respectivement, l'énergie cinétique initiale du système des deux satellites, $K_{TC}(t_0)$, est définie par

$$K_{TC}(t_0) = K_C(t_0) + K_T(t_0) = 1/2 [m_C v_C^2(t_0) + m_T v_T^2(t_0)] \quad (4.25)$$

³Mécanisme motrice permettant de tracter l'autre satellite dans le but de les connecter

où $K_C(t_0)$ et $K_T(t_0)$ sont les énergies cinétiques initiales du satellite chasseur et du satellite cible, respectivement.

Pendant et après l'impact entre ces deux satellites, les forces de contact générées redistribuent cette énergie cinétique sous différentes autres formes d'énergie :

- énergie cinétique des satellites ;
- énergie de déformation plastique et élastique de la surface de contact ;
- énergie potentielle élastique du mécanisme compliant ;
- chaleur ;
- etc.

L'énergie de déformation plastique se résume en un dégagement de chaleur causé par la déformation permanente du matériau, et ne peut donc plus être retransmise en énergie cinétique (Gutman, 1994). Par contre, l'énergie de déformation élastique n'est pas absorbée de façon permanente par le matériau et peut donc être retransmise en énergie cinétique. L'énergie de déformation plastique et élastique de la surface de contact des deux satellites est grandement reliée aux propriétés des matériaux de ces surfaces. Nous en discuterons davantage à la Sous-section 4.6.3.

Par contre, la déformation plastique et élastique engendrée par l'impact est relativement faible, surtout lorsque la rigidité des surfaces est très élevée. Pour des satellites n'ayant pas de mécanisme compliant, cette faible déformation de la surface de contact implique des impacts de très courte durée et d'une force très élevée. L'utilisation d'un mécanisme compliant entre l'effecteur et le corps principal d'un des satellites permet de diminuer cette rigidité élevée du système pour permettre une plus longue durée de capture et des forces de contact beaucoup plus faibles. Une partie de l'énergie cinétique des deux satellites est alors emmagasinée temporairement au niveau de la compression des ressorts du mécanisme compliant. De plus, la friction causée par la compression de l'amortisseur du mécanisme compliant permet de dissiper en chaleur une partie de l'énergie cinétique des satellites (Fehse,

2003). De la chaleur peut aussi être dégagée par la friction des surfaces de contact des satellites.

Donc, puisqu'une partie plus ou moins importante de l'énergie cinétique initiale est absorbée par les différents mécanismes énoncés, et qu'aucune source d'énergie externe aux satellites n'est appliquée sur ces derniers, l'énergie cinétique des deux satellites après l'amarrage ou l'impact devrait obligatoirement être inférieure, ou à la limite égale, à celle de départ. Par contre, étant donné le nombre important et la complexité des mécanismes influençant la distribution de l'énergie lors de l'impact, il est très difficile de faire une analyse énergétique de ce type de système pour estimer l'énergie cinétique finale des satellites. Souvent, nous devons avoir recours à certaines simplifications, telles que l'utilisation du modèle de Maxwell pour la représentation simplifiée des forces de contact entre les matériaux viscoélastiques (Stronge, 2004), qui peuvent influencer grandement la validité des résultats. Pour cette raison, nous concentrerons notre étude énergétique sur des cas simples d'impacts centrés dans le but d'accéder à une compréhension des mécanismes en présence.

4.6.2 Essais préliminaires

De manière générale, l'énergie cinétique du système incluant les deux satellites en fonction du temps (t) pour un mouvement rectiligne, $K_{TC}(t)$ peut être déterminée par

$$K_{TC}(t) = K_C(t) + K_T(t) = 1/2 [m_C v_C^2(t) + m_T v_T^2(t)] \quad (4.26)$$

Nous pouvons donc, avec l'éq. (4.26), calculer l'énergie cinétique du système pour les essais en émulation et en simulation numérique pure présentés dans la Sous-section 4.5.2. La courbe continue bleue de la Figure 4.10 présente une approxi-

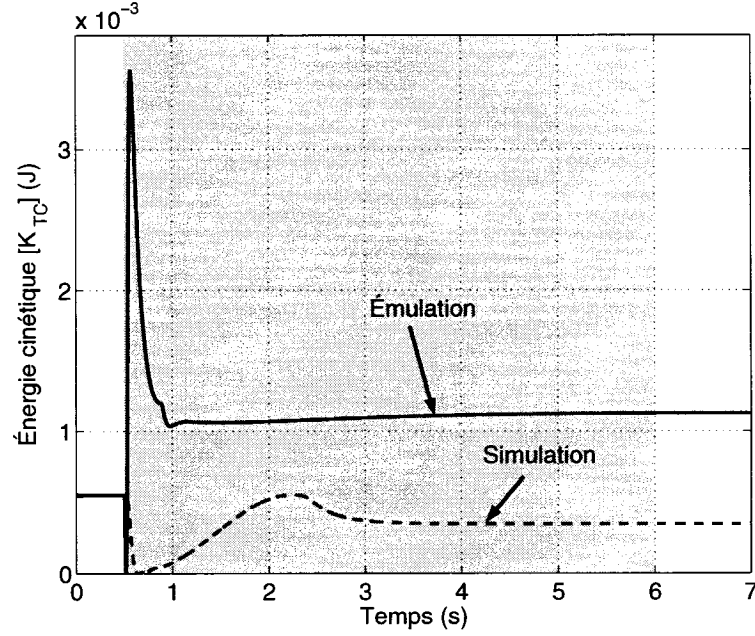


FIG. 4.10 Énergie cinétique des satellites (calcul avec la vitesse des effecteurs selon la configuration du Tableau 4.3).

mation de l'énergie cinétique du système de satellites lors de l'émulation avec le robot SMT du test d'impact présenté au Tableau 4.3. La courbe pointillée rouge de la Figure 4.10 illustre les résultats obtenus à l'aide du simulateur d'amarrage avec le modèle *point-to-plane*. Rappelons que la vitesse du centre de masse du satellite chasseur, v_C , n'est pas disponible au niveau du fichier d'acquisition. Nous avons donc utilisé, pour le calcul de l'énergie cinétique de la Figure 4.10, la seule vitesse disponible du satellite chasseur, soit celle de son effecteur. Nous n'obtenons donc, pour la Figure 4.10, qu'une approximation de l'énergie cinétique où la partie transitoire (zone grise) ne doit pas être considérée. Par contre, après stabilisation du mécanisme compliant du satellite chasseur, soit à approximativement six secondes, nous constatons que pour la simulation pure nous obtenons effectivement une énergie cinétique du système inférieure à l'énergie cinétique de départ, $K_{TC}(t_0)$. Cette constatation est cohérente si l'on considère le fait que, tel qu'exposé plus haut, plusieurs mécanismes font en sorte qu'une partie de l'énergie est dissipée

lors de l'impact. Par contre, d'après la Figure 4.10, l'énergie cinétique du système de satellites après stabilisation pour l'essai en émulation est presque deux fois plus élevée que l'énergie de départ $K_{TC}(t_0)$. D'après la première loi de la thermodynamique, ceci est logiquement impossible sans l'ajout d'énergie au système (Moran, 1999). En effet, la variation de l'énergie interne d'un système est équivalente à la quantité d'énergies échangées par ce système. Suite à plusieurs essais préliminaires nous avons pu constater que cette énergie supplémentaire variait grandement en fonction des propriétés inertielles des satellites. Dans le but de déterminer la raison de cette augmentation d'énergie, une analyse plus approfondie du comportement énergétique du système pour des cas simples d'impact est présentée dans la sous-section suivante.

4.6.3 Essais paramétriques

Puisque nous obtenons, pour le système de satellites, des énergies cinétiques supérieures à celles de départ après impact, tel que présenté dans la sous-section précédente, il est nécessaire d'en faire une analyse plus minutieuse afin d'en déterminer la cause. Évidemment, l'analyse du comportement énergétique des satellites dans un contexte où plusieurs mécanismes interviennent au niveau de la redistribution de l'énergie est très complexe. Il est alors avantageux de simplifier la nature des tests, au niveau de la simulation, pour éliminer certains mécanismes influents.

Dans cette perspective, l'analyse énergétique recherchée a été ciblée pour des cas d'impacts centrés sans mécanisme compliant. Nous éliminons alors la possibilité d'une perte d'énergie occasionnée par l'effet de l'amortisseur de ce mécanisme lors de l'impact. Dans cette situation, le principal mécanisme de dissipation d'énergie provient de la déformation plastique au niveau des surfaces de contact.

Cette perte d'énergie peut être caractérisée par le coefficient de restitution (e) qui est calculé en fonction des surfaces de contact des deux effecteurs. Le coefficient de restitution correspond au rapport entre l'amplitude de l'impulsion de restauration et l'amplitude de l'impulsion de déformation, et doit nécessairement être entre zéro et un. Autrement dit, pour un impact dont la période de déformation s'étend de t_0 à t_1 et la période de restitution de t_1 à t_2 , tel que montré à la Figure 4.11 présentant la force de contact en fonction du temps, alors le coefficient de restitution est

$$e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} F_r(t) dt}{\int_{t_0}^{t_1} F_d(t) dt} \quad (4.27)$$

où F_d et F_r sont respectivement les forces d'impact durant la période de déformation et la période de restitution. Selon l'éq. (4.9), ce coefficient de restitution peut aussi s'écrire

$$e = \frac{v_C(t_2) - v(t_1)}{v(t_1) - v_C(t_0)} \quad (4.28)$$

ou

$$e = \frac{v_T(t_2) - v(t_1)}{v(t_1) - v_T(t_0)} \quad (4.29)$$

où

$$v(t_1) = v_C(t_1) = v_T(t_1) \quad (4.30)$$

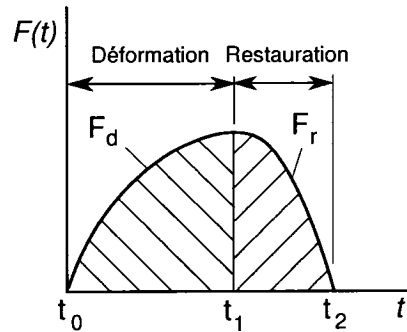


FIG. 4.11 Force normale de contact d'un impact centré en fonction du temps.

est la vitesse des satellites au maximum de la déformation durant l'impact, et où $v_C(t_0)$ et $v_T(t_0)$ sont les vitesses avant impact du satellite chasseur et du satellite cible respectivement. Les vitesses après impact du satellite chasseur et du satellite cible sont $v_C(t_2)$ et $v_T(t_2)$, respectivement. Suivant les éqs. (4.28) et (4.29), en éliminant $v(t_0)$ nous obtenons que

$$e = \frac{v_T(t_2) - v_C(t_2)}{v_C(t_0) - v_T(t_0)}. \quad (4.31)$$

L'éq. (4.31) montre qu'en connaissant les vitesses avant impact ainsi que le coefficient de restitution, nous pouvons déterminer, selon la conservation de la quantité de mouvement de l'éq. (4.24), les vitesses des satellites après impact de même que, logiquement, l'énergie cinétique après impact.

En général, pour une géométrie de surface et une combinaison de matériaux données, le coefficient de restitution est considéré comme étant constant ; par contre, en réalité, celui-ci est grandement dépendant de la vitesse d'impact. Ceci est démontré par la Figure 4.12, qui représente la variation du coefficient en fonction de la vitesse d'impact pour deux sphères de même diamètre, pour différentes combinaisons de matériaux (Stronge, 2004). Nous pouvons constater, d'après la Figure 4.12, que plus la vitesse d'impact est faible, plus le coefficient de restitution croît. Ce phénomène s'explique par le fait que la déformation plastique diminue grandement lors d'une diminution de la vitesse d'impact (Tabor, 1951).

La Figure 4.13 montre par ailleurs que plus les matériaux des surfaces de contact ont une dureté dynamique p_d (*dynamic yield pressure*) élevée, plus est élevé le coefficient de restitution lors de l'impact pour une géométrie et vitesse données (Johnson, 2004). La dureté dynamique d'un matériau, déterminée par exemple par

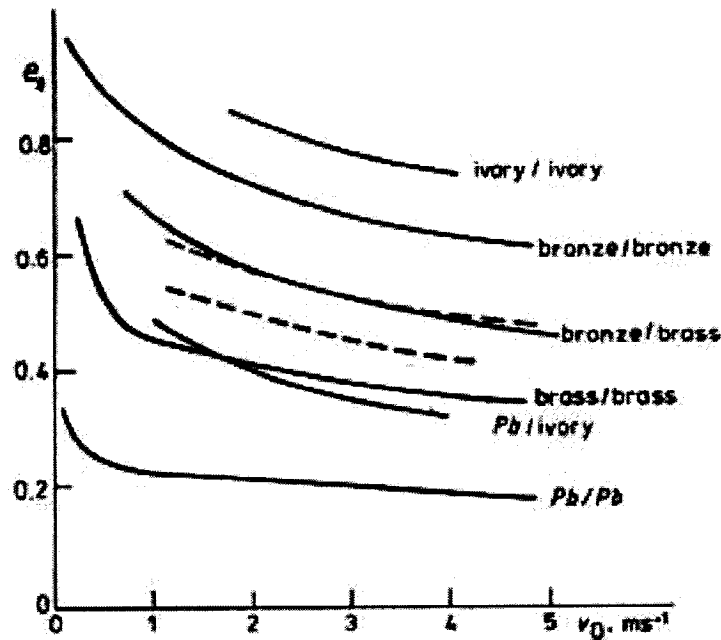


FIG. 4.12 Variation du coefficient de restitution en fonction de la vitesse d'impact pour des matériaux de différente dureté (Stronge, 2004).

l'essai de Shore ⁴, correspond à sa résistance à l'indentation lorsque celle-ci est produite par l'impact d'un pénétrateur à une certaine vitesse (Fee, 2000).

D'un autre côté, la dureté statique d'un matériau, laquelle peut être déterminée par un essai de dureté de Brinell, correspond à sa résistance à l'indentation lorsque ce matériau est soumis à la pression élevée d'un pénétrateur quasi indéformable. Il existe une relation entre la dureté statique et la dureté dynamique des matériaux, de sorte qu'un matériau d'une dureté dynamique supérieure à un autre matériau a généralement aussi une dureté statique supérieure à cet autre matériau. Nous pouvons donc supposer que le coefficient de restitution aurait tendance à augmenter en fonction de la dureté statique, adoptant ainsi un comportement semblable à celui montré à la Figure 4.13.

⁴L'essai de Shore consiste à mesurer la dureté d'un matériau par le rebondissement d'une petite masse d'acier sur laquelle est placée une pointe de diamant

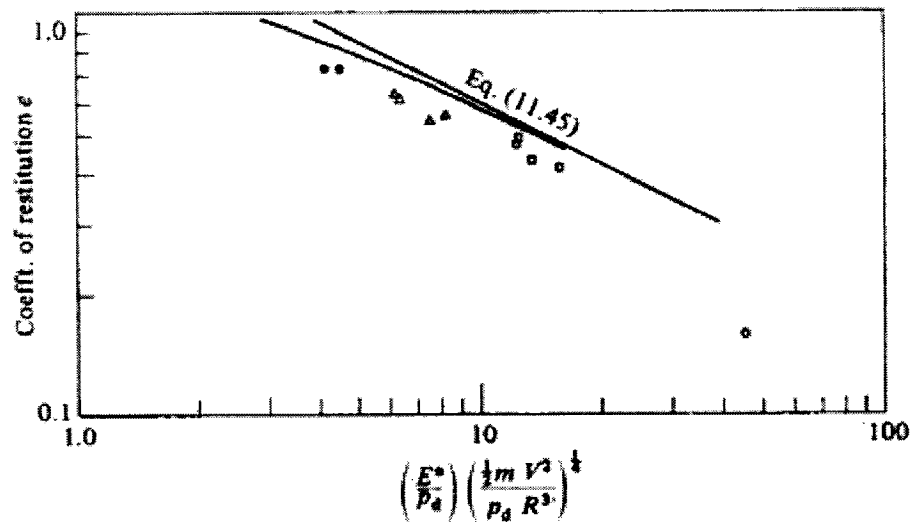


FIG. 4.13 Variation du coefficient de restitution en fonction de la dureté dynamique p_d . Cercle plein - acier ; triangle - Alliage d'aluminium ; carré - laiton ; cercle ouvert - plomb. (Johnson, 2004).

Dans le but d'évaluer les coefficients de restitution correspondants à nos essais, nous avons déterminé les matériaux constituant les surfaces de contact du banc d'essai, soit la plaque supérieure de l'ATI et l'effecteur à bout sphérique du robot SMT. Puisque le concept d'émulation exige que les résultats soient indépendants des caractéristiques du robot SMT et du FP, nous pouvons ignorer leur influence sur le coefficient de restitution. La plaque supérieure de l'ATI est constituée de l'alliage d'aluminium AL-6061-T6, lequel a une dureté d'environ 95 HB. L'effecteur à bout sphérique du robot SMT est quant à lui constitué d'acier SAE/AISI 1012, d'une dureté d'environ 105 HB ⁵.

Selon la Figure 4.12, le coefficient de restitution pour le bronze, d'une dureté d'environ 60 à 80 HB (Tabor, 1951), lors d'une vitesse d'impact inférieure à 1 cm/s, est supérieur à 0,9. Puisque cette dureté est inférieure à celle de notre environnement, nous pouvons considérer que les coefficients de restitution de nos tests devraient se

⁵<http://www.asminternational.org/>

situer entre 0,9 et 1,0, avec un seuil d'acceptabilité de 0,85.

Puisque nous voulons comparer l'énergie cinétique avant et après impact, définissons le ratio de l'énergie cinétique après impact, Q , comme étant le rapport de l'énergie cinétique après impact, $K_{TC}(t_2)$, sur l'énergie cinétique avant impact, $K_{TC}(t_0)$, soit

$$Q = \frac{K_{TC}(t_2)}{K_{TC}(t_0)}. \quad (4.32)$$

La relation reliant le coefficient de restitution (e) au ratio de l'énergie cinétique après impact (Q) pour une vitesse initiale nulle du satellite cible (i.e. $v_T(t_0) = 0$) peut être définie par

$$Q = 1 + \frac{(e+1)(e-1)}{1 + \frac{m_C}{m_T}} \quad (4.33)$$

La méthode utilisée afin d'obtenir l'éq. (4.33) est exposé à l'Annexe III. Ainsi, d'après l'éq. (4.33), lorsque les satellites ont une masse identique (i.e. $m_T = m_C$), un coefficient de restitution de 1, 0,9 et 0,85 correspondent respectivement à un ratio Q de 1, 0,905 et 0,861, et ce peu importe la masse des satellites. Par contre, lorsque les satellites ont une masse différente (i.e. $m_T \neq m_C$), le ratio Q varie en fonction du ratio de la masse des satellites.

4.6.3.1 Influence de la vitesse d'approche

La Figure 4.14 présente les résultats expérimentaux du ratio de l'énergie cinétique après impact (Q) pour différentes vitesses d'approche du satellite chasseur en fonction de la masse de ce dernier, m_C (lorsque $m_T = m_C$). La zone blanche correspond à la plage de résultats considérés comme souhaitables (pour $0,9 \leq e \leq 1,0$) tandis que la zone gris pâle correspond à des résultats peu souhaitables (pour $0,85 \leq e \leq 0,9$). La zone gris foncé représente la zone de résultats considérée

comme irrecevable. Il faut noter que nous avons limité la vitesse d'approche à 10 mm/s pour ne pas obtenir des forces supérieures à la limite de sécurité prévue au niveau des forces de contact mesurées par le capteur de force. Les marqueurs de la Figure 4.14 identifient les échantillons obtenus lors des essais d'impact en émulation tandis que les courbes qui leur sont associées correspondent aux polynômes cubiques d'interpolation d'Hermite. Nous pouvons remarquer par cette figure que plus la vitesse d'impact est élevée, plus nous obtenons une augmentation des ratios d'énergie cinétique, ce qui est certainement causée par un ajout d'énergie provenant d'une source extérieure à la simulation. À la Section 4.7, nous examinerons les causes possibles de l'augmentation du ratio Q pour les vitesses d'impact élevées. Nous pouvons aussi constater que très peu de configurations permettent d'obtenir des ratios d'énergie inclus dans la zone d'acceptabilité. Par contre, d'après les courbes de la Figure 4.14, il semblerait que l'émulation de satellites ayant des masses d'environ 1500 kg permet d'obtenir de meilleurs résultats. La raison de ce phénomène peut être déduite de l'analyse des forces d'impact qui sera introduite dans la Sous-section 4.7.1.

Il faut mentionner que les résultats de la Figure 4.14 ont été obtenus en maintenant la fréquence de coupure du filtre “Filter_high_lvl”, f_H , à la valeur retrouvée initialement, soit de 4 Hz (voir Section 4.5.2). Dans le modèle d'émulation, un autre filtre de premier ordre est utilisé au niveau du sous-système “SM_lowlvl” (voir sous-système (1) de la Figure 1.8). Ce filtre permet d'acclimater les forces et moments de contact mesurés par le capteur de force en vue de leur utilisation pour la correction du couple des actionneurs du robot SMT. La disposition de ce filtre au niveau du circuit de la force est présentée à la Figure 4.6 sous l'intitulé “Filter_low_lvl”. Tel que montré à la Figure 4.6, avant d'être utilisés pour la correction du couple des actionneurs du robot SMT, les forces et moments filtrés sont ensuite amplifiés ou atténués par un gain constant que nous nommerons D . Un gain D

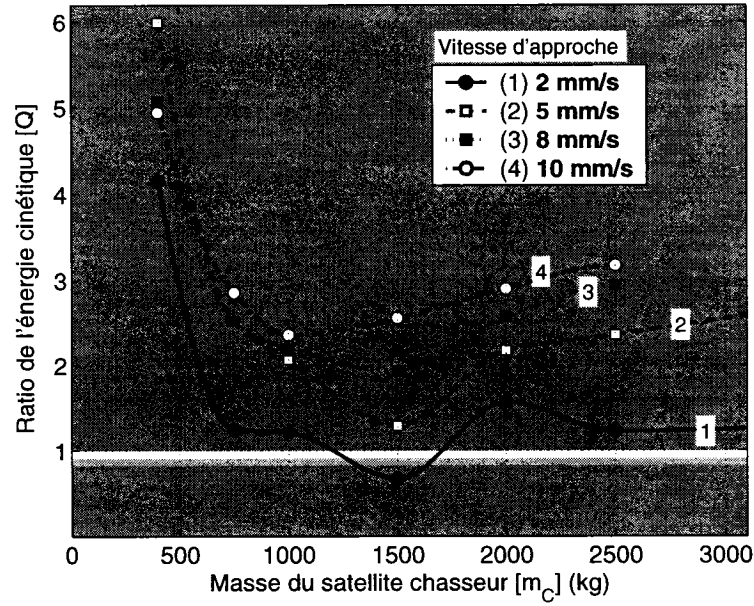


FIG. 4.14 Ratio de l'énergie cinétique après l'impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes vitesses d'approche ; $m_C = m_T$.

nul impliquerait donc qu'aucune accommodation des couples des actionneurs du robot SMT ne s'effectuerait par l'application d'une force sur le capteur de force. Les fréquences de coupure du filtre "Filter_low_lvl", f_L , et le gain D ont été maintenus jusqu'ici aux valeurs retrouvées dans le modèle de STVF, soit 5 Hz et 0,9, respectivement. Évidemment, plus la fréquence de coupure f_L est élevée, plus nous augmentons la bande passante du signal de force, et plus nous devrions obtenir une correction du couple des actionneurs du robot SMT proportionnelle à la force mesurée. Nous devrions ainsi obtenir de meilleures corrections et des émulations plus adéquates. Ainsi, puisque le gain D et les fréquences de coupure f_H et f_L ont tous une influence sur la réaction du robot SMT ou la réponse de la simulation par rapport aux forces et moments de contact mesurés, nous devons nous assurer que leurs valeurs sont adéquates. Notons aussi qu'un filtre anti-repliement, avec une fréquence de coupure de 235 Hz, est en tout temps actif au niveau du transducteur de l'ATI.

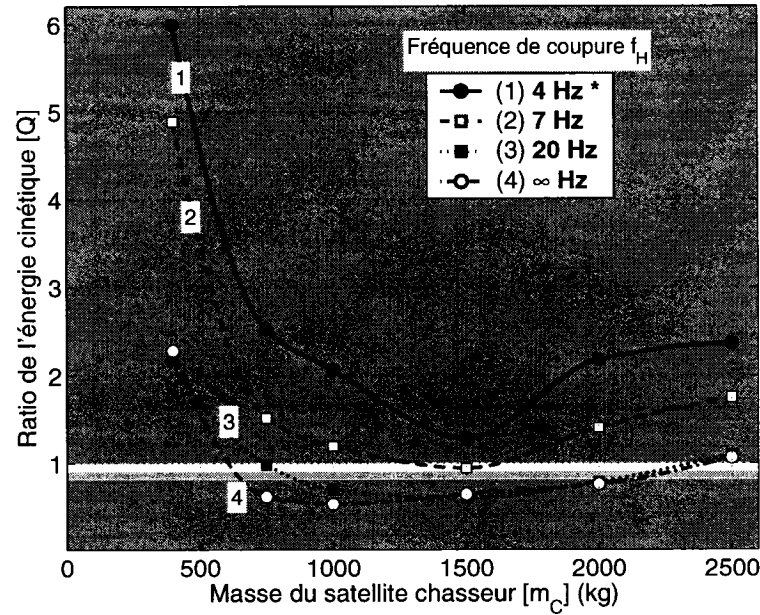


FIG. 4.15 Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_H ; $f_L = 5$ Hz, $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{ mm/s}$ (* Configuration initiale).

4.6.3.2 Influence du filtre “Filter_high_lvl”

En vue d'étudier le comportement de l'émulation en fonction des trois paramètres énumérés ci-dessus (f_H , f_L et D) et de la masse des satellites (m_C et m_T), de nombreux essais ont été effectués avec une vitesse d'approche constante de 5 mm/s. La Figure 4.15 présente le ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_H , lorsque f_L et D sont maintenus à 5 Hz et 0,9 respectivement et que $m_C = m_T$. Nous pouvons remarquer, à l'aide de la Figure 4.15, que plus nous augmentons la fréquence de coupure f_H , plus nous obtenons des ratios d'énergie cinétique faibles, peu importe la masse des satellites. Lorsque nous éliminons l'effet du filtre ($f_H = \infty$), nous obtenons les plus bas ratios d'énergie cinétique, de l'ordre de 0,53, pour des masses de satellites d'environ 1000 kg. Nous pouvons donc voir que le filtre “Filter_high_lvl” modifie grandement le comportement de l'émulation. Évidemment,

plus nous éliminons l'effet du filtre “Filter_high_lvl”, plus les forces appliquées sur les satellites augmentent et tendent ainsi à coïncider avec les forces mesurées au niveau de l'ATI. L'augmentation de l'amplitude et des fréquences des composantes de force appliquées sur les satellites permettra de séparer ces derniers plus rapidement et de diminuer les forces qui leur sont appliquées après contact, lesquelles sont causées par le déphasage du signal. Nous obtenons ainsi une énergie cinétique finale plus faible. Par contre, malgré l'amélioration apportée aux résultats par l'augmentation de la fréquence de coupure f_H , nous obtenons à la Figure 4.15 des ratios au-dessus des zones d'acceptabilité pour des masses de satellites inférieures à 600 kg, ou supérieures à 2500 kg, peu importe la fréquence f_H avec cette configuration. Nous expliquerons dans la Section 4.7 les sources d'erreur pouvant expliquer ces résultats.

4.6.3.3 Influence du filtre “Filter_low_lvl”

Comme à la Figure 4.15, la Figure 4.16 présente le ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur, mais pour différentes fréquences de coupure f_L , lorsque f_H et D sont maintenus à 4 Hz et 0,9 respectivement et que $m_C = m_T$. Nous pouvons remarquer, à la Figure 4.16, que l'augmentation de la fréquence f_L amplifie grandement l'énergie du système, surtout pour les satellites de faible masse. Lorsque la fréquence f_L tend vers l'infini, nous obtenons, pour des satellites de 400 kg, une énergie cinétique après impact environ 75 fois plus élevée que l'énergie cinétique initiale. L'augmentation de la fréquence de coupure du filtre “Filter_low_lvl” implique que, lors de l'impact, le robot SMT maintient davantage sa pression sur l'ATI pour compenser la force qui lui est appliquée. Nous obtenons ainsi une augmentation du ratio de l'énergie cinétique, surtout pour des configurations de satellites ayant des énergies cinétiques de départ plus faibles, i.e. de petites masses. À l'opposé, une diminution de la fréquence f_L par rapport à sa

valeur initiale (5 Hz) permet de diminuer légèrement les ratios d'énergie pour des masses de satellite inférieures à 1500 kg. Ainsi, nous ne pouvons atteindre les ratios d'énergie de la zone d'acceptabilité en ne variant que la fréquence de coupure f_L .

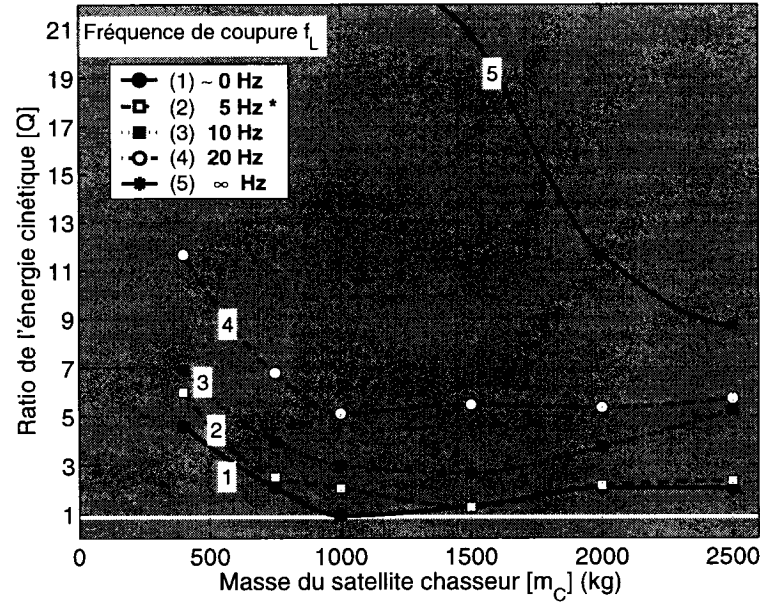


FIG. 4.16 Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_L ; $f_H = 4$ Hz, $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{ mm/s}$ (* Configuration initiale).

4.6.3.4 Influence du gain D

La Figure 4.17 présente la variation du ratio Q en fonction de la masse du satellite chasseur pour différents gain D , lorsque f_H et f_L sont maintenus à 4 Hz et 5 Hz respectivement et que $m_C = m_T$. D'après la Figure 4.17, la diminution du gain permet de diminuer sensiblement les ratios d'énergie cinétique pour des masses de satellite inférieures à 1500 kg. Évidemment, tel que mentionné à la Sous-section 4.6.3.1, un gain D nul implique qu'aucune correction n'a été effectuée au niveau des couples des actionneurs du robot SMT lors d'un contact, d'où la diminution du ratio Q à la Figure 4.17 pour de faibles masses de satellites, comme à la Figure

4.16 pour une faible fréquence f_L . Par contre, ici encore, notre zone d'acceptabilité ne peut être atteinte en ne variant que le gain D .

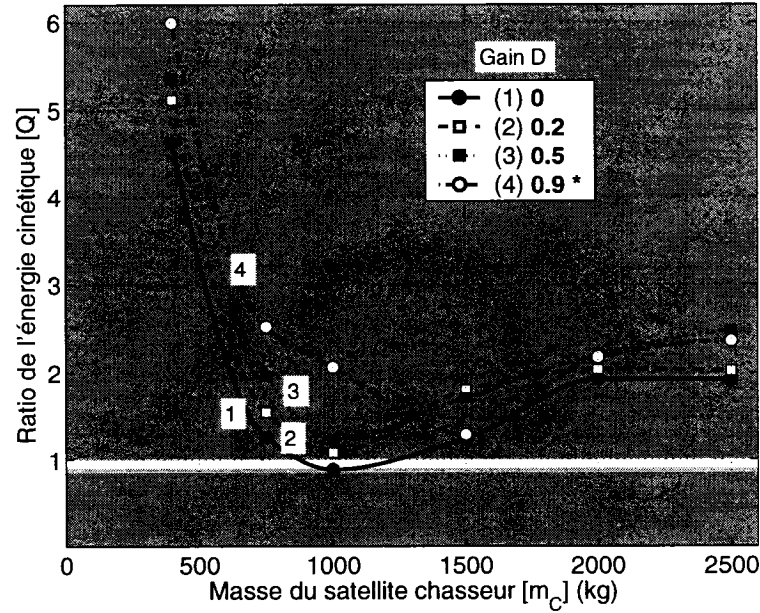


FIG. 4.17 Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes valeurs du gain D ; $f_H = 4$ Hz, $f_L = 5$ Hz, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5\text{ mm/s}$ (* Configuration initiale).

4.6.3.5 Influence de la variation simultanée des paramètres

L'analyse suivante met en relation la variation en parallèle des paramètres f_H , f_L et D et les masses m_C et m_T . Puisque cette analyse implique une grande quantité de résultats, nous ne pourrons faire un rapport exhaustif de tous les résultats obtenus, mais seulement les plus significatifs pour notre analyse. Il faut noter que tous les essais ont été effectués avec une vitesse d'approche de 5 mm/s, et que l'échantillonnage a été limité conformément aux conditions découlant de toutes les combinaisons de valeurs des variantes présentées au Tableau 4.4 pour $m_C = m_T$ et au Tableau 4.5 pour $m_C \neq m_T$.

TAB. 4.4 Valeurs des paramètres d'influence pour les tests d'impact lorsque $m_C = m_T$.

f_L (Hz)	f_H (Hz)	D
~ 0	4	0
5	7	0,25
10	20	0,5
20	∞	0,9
∞		

TAB. 4.5 Valeurs des paramètres d'influence pour les tests d'impact lorsque $m_C \neq m_T$.

f_L (Hz)	f_H (Hz)	D
~ 0	4	0
5	6.6	0,5
10	∞	0,9
∞		

Considérons tout d'abord les cas où la masse m_C est égale à la masse m_T . En analysant l'effet de la variation du gain D et de la fréquence f_L sur le ratio de l'énergie cinétique après impact, nous avons pu remarquer que, peu importe la fréquence de coupure f_H et les masses des satellites, la variation du gain et la variation de f_L ont des effets assez comparables. Par exemple, pour le cas de satellites de 750 kg et une fréquence f_H de 7 Hz, tel qu'illustré à la Figure 4.18, nous constatons une symétrie relative des ratios d'énergie cinétique. Nous nous limiterons donc, à ce point de notre étude, à la variation des paramètres f_H , f_L et m_C pour les cas où D est égal à 0,9.

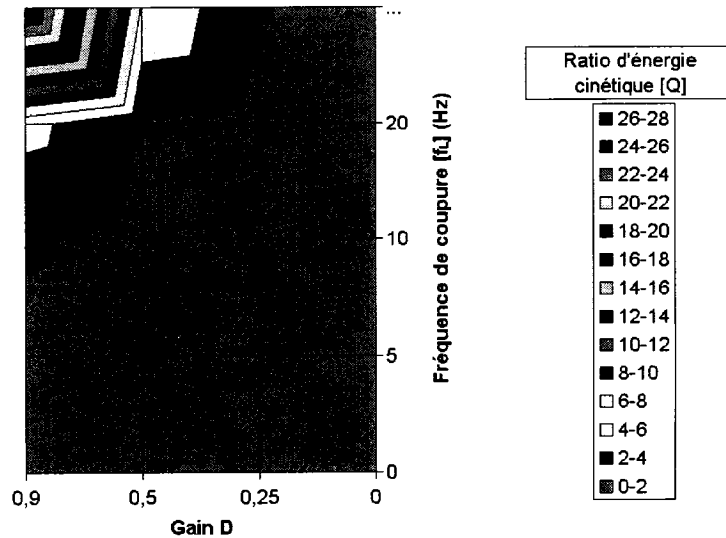


FIG. 4.18 Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la variation de D et f_L ; $f_H = 7$ Hz, $m_C = m_T = 750$ kg et $v_C(t_0) = 5$ mm/s.

Pour ce faire, la Figure 4.19 présente le ratio Q en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences f_H lorsque la fréquence f_L est égale à ~ 0 Hz (a), 10 Hz (b), 20 Hz (c) et tend vers une valeur infinie (d). Nous pouvons constater, par ces quatre figures ainsi que la Figure 4.15 correspondant à la même étude mais pour une fréquence f_L égale à 5 Hz, que la variation de la fréquence f_L influence grandement le ratio Q lorsque la fréquence f_H est basse. À l’opposé, lorsque nous avons une fréquence f_H très élevée, l’influence de la fréquence f_L est très minime mais soulève un aspect intéressant. Nous pouvons remarquer d’après les courbes 4 de ces graphiques (lorsque f_H tend vers l’infini) que, pour des masses de satellites supérieures à 1000 kg, l’augmentation de la fréquence f_L permet de stabiliser le ratio Q sous l’unité. Par contre, nous pouvons remarquer que les ratios obtenus sont situés entre 0,5 et 0,75, soit en dehors de la zone d’acceptabilité (voir courbe 4 de la Figure 4.19 (d)). Néanmoins, la combinaison $f_H = \infty$, $f_L = \infty$ et $D = 0,9$ permet d’obtenir des ratios Q plus constants pour une vitesse d’approche de 5 mm/s et des masses de satellites supérieures à 1000 kg lorsque $m_C = m_T$. Nous expliquerons à la Section 4.7 les raisons susceptibles d’expliquer cette diminution d’énergie, et les implications de cette perte d’énergie sur la précision de l’émulation. Notons qu’après ce changement de paramètres, une vérification de l’effet du gain D a montré une meilleure stabilité de résultats pour une valeur de 0,9. L’utilisation d’un gain D inférieur à 1 permet d’éviter que la force de contact utilisée comme correcteur sur le modèle du robot SMT n’opère une surcompensation résultant en une amplification de la force de contact. Une explication plus détaillée de ce phénomène est proposée par de Carufel (2000).

Voyons maintenant comment se comporte le ratio Q lorsque nous émuloons l’impact entre deux satellites de masse différente ($m_C \neq m_T$). La Figure 4.20 présente la comparaison du ratio Q en fonction de la masse du satellite cible avec la combinaison optimale des variantes précédemment mentionnée ($f_H = \infty$, $f_L = \infty$ et $D =$

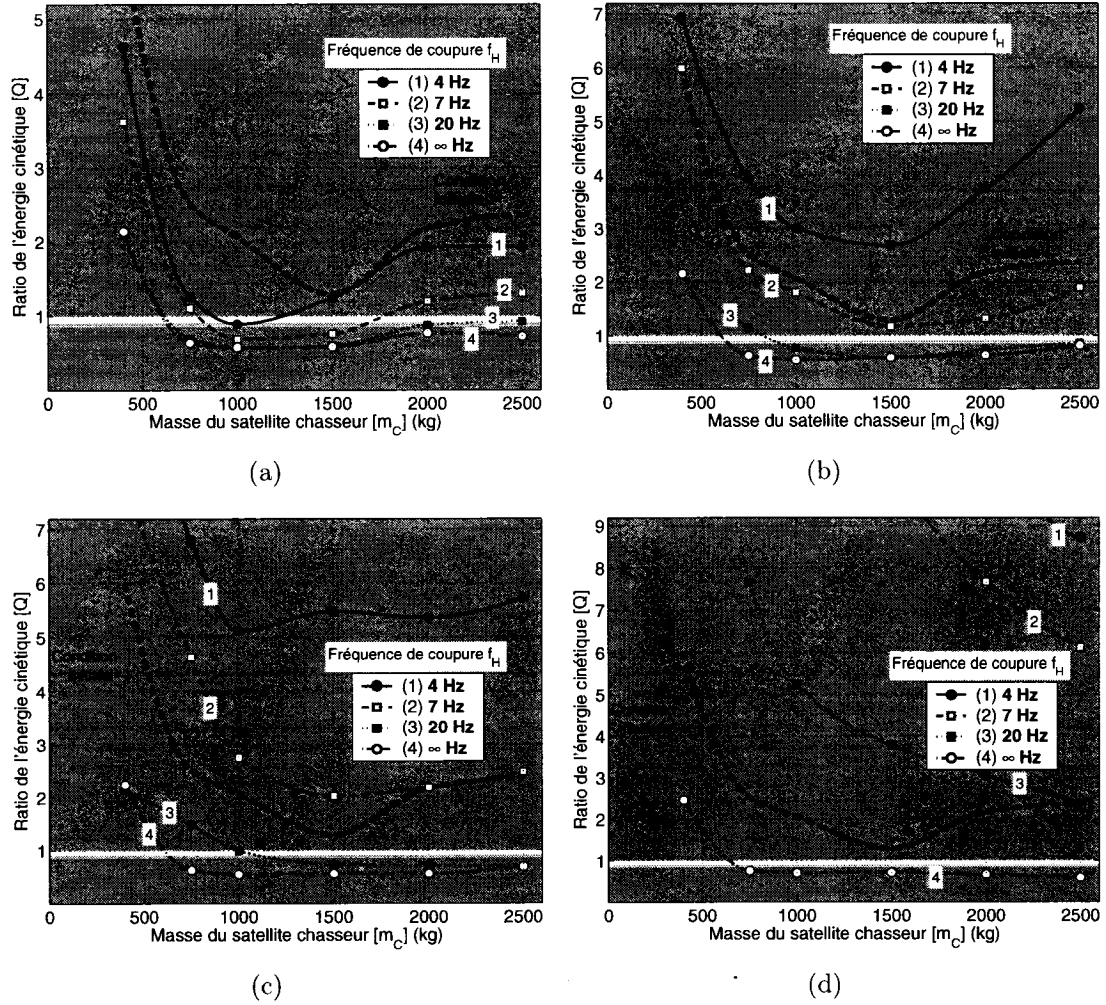


FIG. 4.19 Ratio de l'énergie cinétique après impact en fonction de la masse du satellite chasseur pour différentes fréquences de coupure f_H lorsque $D = 0,9$, $m_C = m_T$ et $v_C(t_0) = 5 \text{ mm/s}$; (a) $f_L \approx 0$ Hz; (b) $f_L = 10$ Hz; (c) $f_L = 20$ Hz; (d) $f_L = \infty$ Hz.

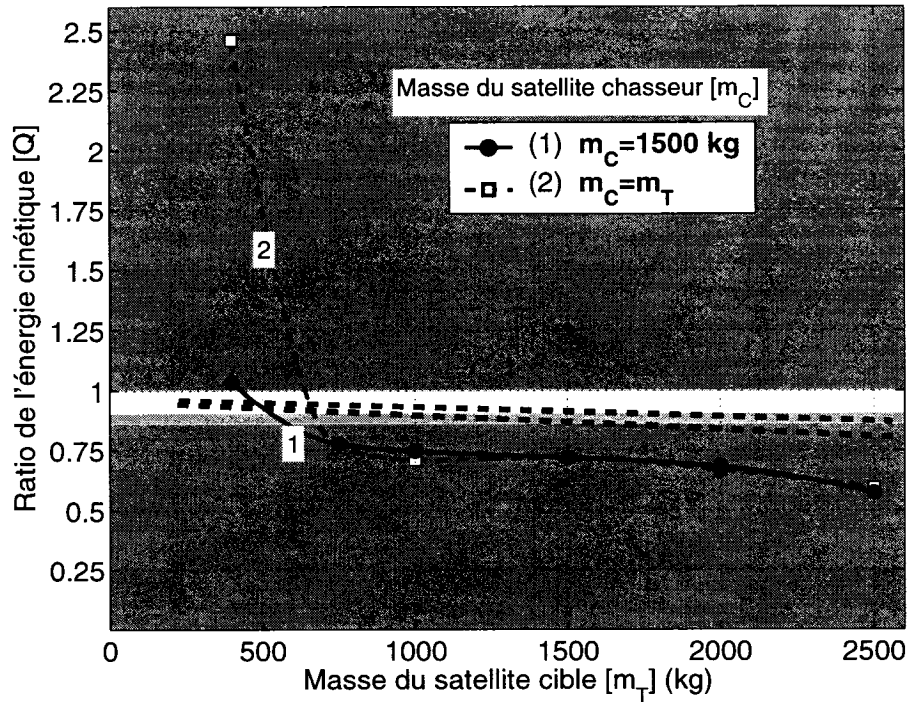


FIG. 4.20 Comparaison de Q en fonction de la masse du satellite cible avec la combinaison optimale des paramètres d'influence pour $m_C=1500$ kg et pour $m_C = m_T$; $v_C(t_0)=5$ mm/s.

0,9) pour une masse m_C de 1500 kg (1) et pour $m_C = m_T$ (2) ($v_C(t_0) = 5$ mm/s). Les droites pointillées de la Figure 4.20 correspondent approximativement à un coefficient de restitution de 0,9 et 0,85 (de haut en bas) déterminée selon l'éq. (4.33) lorsque $m_C \neq m_T$. Il est évident par la comparaison des deux courbes de la Figure 4.20, lorsque la masse m_T est égale à 400 kg, que si l'un des satellites est de faible masse et que la masse de l'autre satellite est assez élevée, il est possible, selon la condition optimale trouvée, de diminuer le ratio d'énergie en dessous de l'unité. De plus, nous voyons qu'il y a correspondance entre les ratios Q pour des masses supérieures à 750 kg, ce qui semble indiquer, selon la combinaison des variables trouvées, une certaine stabilité au niveau de la perte d'énergie lors de l'impact.

Nous pouvons observer à la Figure 4.20 que les ratios Q semblent diminuer légèrement lorsque nous augmentons la masse des satellites. De plus, suite à nos

nombreux essais, nous n'avons pas été en mesure d'identifier une combinaison de paramètres d'influence permettant de stabiliser le ratio Q dans la zone d'acceptabilité. Nous présenterons, à la Section 4.7, les causes possibles de cette diminution de l'énergie cinétique après impact.

4.7 Sources d'erreur

Après avoir identifié la combinaison optimale des paramètres d'influence lors de l'étude énergétique à la Section 4.6, nous devons à présent avancer certaines hypothèses pouvant expliquer la variation de l'énergie cinétique après impact des deux satellites. Pour ce faire, nous analyserons, à la Sous-section 4.7.1, les forces d'impact générées lors des émulations, puis nous évaluerons, aux Sous-sections 4.7.2 et 4.7.3, l'influence du contrôleur du robot SMT et du correcteur PI sur la trajectoire de déplacement du robot SMT. Finalement, nous évaluerons l'efficacité générale des émulations pouvant être effectuées avec le banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites de l'ASC à la Sous-section 4.7.4.

4.7.1 Forces d'impact

Notons que le fait d'obtenir, suivant la combinaison optimale trouvée à la Sous-section 4.6.3, des ratios d'énergie cinétique après impact inférieurs à 1, n'implique pas nécessairement que les forces de contact que nous obtenons lors des émulations reflètent ce que nous devrions obtenir réellement.

La courbe des forces normales de contact générées par l'impact centré entre deux corps rigides a généralement une forme semblable à celle de la Figure 4.11. La courbe des forces normales de contact obtenues par l'émulation d'un impact entre

deux satellites de 1500 kg chacun et une vitesse d'approche de 5 mm/s, avec la combinaison optimale des paramètres d'influence, est présentée à la Figure 4.21 (a). Nous voyons très bien que la courbe des forces obtenues en émulation n'a pas le même aspect que celle de la Figure 4.11.

La principale cause de cette dissemblance est due à la réponse de l'environnement extérieur suite à cet impact. Effectivement, dès qu'il y a impact, l'effecteur du robot SMT (l'effecteur à bout sphérique pour ce qui est de la Figure 4.21 (a)) rebondit légèrement sur la surface de l'ATI en raison de la réponse dynamique du robot SMT suite à l'impact, appliquant alors une ou plusieurs fausses impulsions sur les satellites. Cet aspect non négligeable de l'émulation peut être observé en comparant entre elles les courbes de forces générées lors d'émulations avec des satellites de masses différentes et une même vitesse d'approche. Pour illustrer ce constat, la Figure 4.21 (b) présente le même scénario que la Figure 4.21 (a), mais avec des satellites de 400 kg. Nous pouvons voir à la Figure 4.21 (b) que l'impulsion de départ causée par la réponse du robot SMT, entre 10 ms et 35 ms, est la même que celle observée à la Figure 4.21 (a), et ce malgré la variation significative des masses de satellites.

Cette impulsion peut grandement influencer l'émulation d'amarrage de satellites de faibles masses, mais devient négligeable pour le cas de satellites ayant des masses plus imposantes. En fait, avec une vitesse d'approche de 5 mm/s, la première fausse impulsion générée permet à elle seule d'augmenter le ratio Q au-dessus de l'unité pour toutes les émulations d'impact centré entre deux satellites de masses inférieures à 600 kg. L'augmentation de l'énergie après impact, constatée à la Section 4.6 pour les masses de satellites inférieures à 1000 kg, s'explique donc principalement par ces fausses impulsions générées par le robot SMT.

Évidemment, tel qu'illustré par l'augmentation du ratio Q en fonction des vitesses

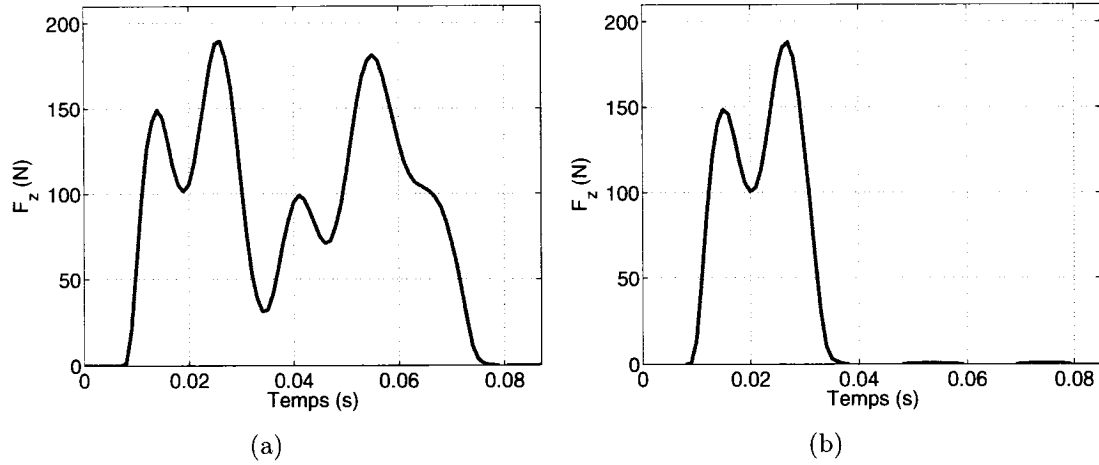


FIG. 4.21 Force normale de contact lors de l'émulation de l'impact entre les deux satellites avec une vitesse d'approche de 5 mm/s et selon la combinaison optimale des paramètres d'influence ; (a) Pour des satellites de 1500 kg ; (b) Pour des satellites de 400 kg.

d'approche de la Figure 4.14, plus la vitesse d'approche augmente, plus l'amplitude de ces fausses impulsions sera élevée, nécessitant ainsi une augmentation de la masse des satellites pour obtenir un ratio d'énergie plus près de la zone d'acceptabilité.

Il est très difficile d'évaluer l'erreur de trajectoire causée par ces fausses impulsions, surtout pour des masses de satellite entre 1000 kg et 2000 kg. Par contre, lorsque nous augmentons la masse des satellites, ces fausses impulsions ont de moins en moins d'effet sur la réponse dynamique du système, d'où la légère diminution de l'énergie cinétique après impact constatée à la Figure 4.20 pour des masses élevées, soit de 1000 kg et plus. Nous retrouvons alors une similitude de plus en plus marquée entre la courbe de forces obtenue par émulation et la courbe correspondante pour un impact centré (voir Figure 4.20).

Dans le cas d'un impact où un mécanisme compliant était installé sur le satellite chasseur, il serait peut-être possible d'obtenir un comportement similaire aux fausses impulsions obtenues, soit une série d'impacts entre l'effecteur et le satel-

lite cible causés par la vibration du mécanisme compliant. Ceci nous limiterait par contre à une configuration de satellites très spécifique, et particulièrement difficile à déterminer lorsque les forces et moments sont générés dans plusieurs directions.

4.7.2 Influence du contrôleur du robot SMT

Tel que mentionné dans le Chapitre 1 et illustré à la Figure 4.6, le contrôleur du robot SMT commande le mouvement de ce dernier en accélération cartésienne, avec une correction en position et vitesse cartésiennes. Suite à plusieurs analyses, il s'avère que ce type de commande, comparativement à la commande en position (Krenn, 1999), est plus stable et plus adapté à l'émulation de tâches de contact avec STVF (de Carufel, 2000). Par contre, ce type de commande peut entraîner certains désavantages au niveau de l'émulation de l'amarrage de satellites.

Effectivement, puisque nous commandons le robot SMT pour qu'il adopte l'accélération de l'effecteur du satellite chasseur, nous ne pouvons maintenir sa trajectoire relative constante par rapport à la trajectoire du point-cible, et ce malgré la correction en position et en vitesse effectuée par le contrôleur. Dans certains cas, cette variation de la trajectoire peut influencer les forces et moments de contact générés, et ainsi modifier la justesse des résultats.

Pour décrire ce phénomène, reprenons l'essai illustré à la Figure 4.21 (a), soit un impact entre deux satellites de 1500 kg avec une vitesse d'approche de 5 mm/s, selon la combinaison optimale de f_H , f_L et D . La Figure 4.22 (a) illustre la légère déviation, lors de cet essai, de la trajectoire relative des pinces du robot SMT par rapport à la trajectoire du point-cible. Nous pouvons observer cette déviation par le croisement des deux courbes. La Figure 4.22 (b) est un agrandissement de la période de contact des courbes illustrée à la Figure 4.22 (a). La zone ombragée de

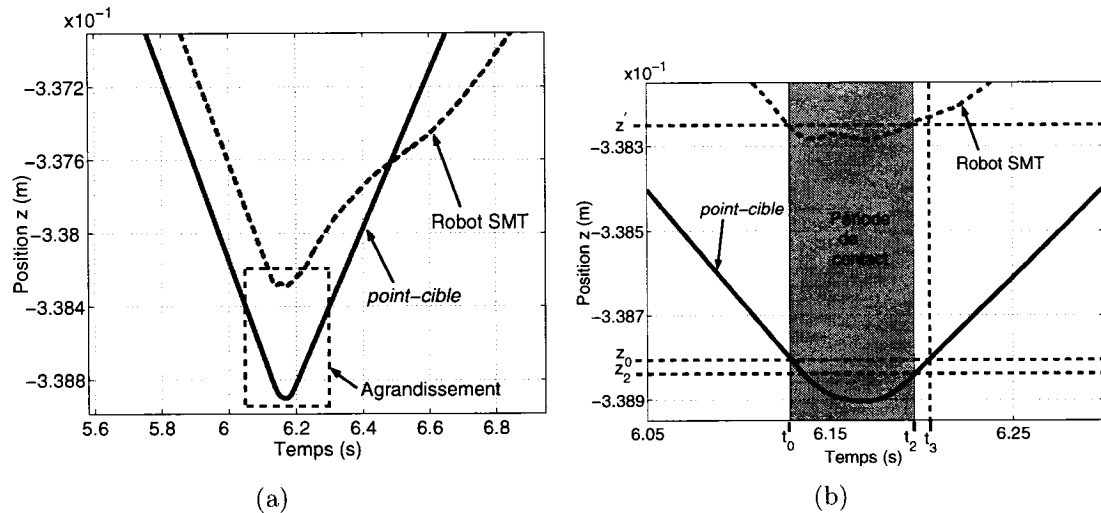


FIG. 4.22 Trajectoire des pinces du robot SMT par rapport à celle du point-cible ; (a) Déviation de la trajectoire des pinces ; (b) Agrandi des trajectoires pour la période de contact.

la Figure 4.22 (b) correspond à la période de temps où, selon la Figure 4.21 (a), une force de contact est mesurée par l'ATI et appliquée sur les modèles dynamiques des satellites. Avec ces résultats, nous pouvons facilement déterminer, avec une très grande précision, la position z_0 du premier point de contact au temps t_0 et la position z_2 du dernier point de contact au temps t_2 pour la trajectoire du point-cible. Le même raisonnement s'applique à la trajectoire des pinces du robot SMT, mais puisque la force de contact est générée en fonction de cette trajectoire, nous avons pour t_0 et t_2 une même position z' , laquelle correspond à la position de la surface de l'ATI.

Dans l'essai illustré à la Figure 4.22 (b), la position z_2 est au-dessous de la position z_0 . Dans des conditions optimales, nous aurions normalement obtenu des forces de contact jusqu'à ce que la position du point-cible ait atteint de nouveau la position z_1 , soit au temps t_3 . Par contre, en raison de la commande en accélération du contrôleur, nous voyons clairement que les pinces du robot SMT montent au-dessus de la surface de l'ATI (position z') avant d'atteindre le moment t_3 , ce qui a pour

effet de diminuer légèrement l'énergie cinétique finale après impact. Nous pouvons donc présumer que les ratios d'énergies cinétiques obtenus après impact, lesquels sont en dessous de la zone d'acceptabilité lorsque nous utilisons des masses de satellites supérieures à 750 kg (voir Figure 4.20), sont en partie imputables à ce phénomène. Il faut noter qu'à la suite de l'analyse des trajectoires obtenues dans le cas d'un impact impliquant des satellites de masses inférieures à 750 kg, nous avons également observé ces décalages inconstants. Donc, peu importe la masse des satellites, ce phénomène entraîne nécessairement une certaine perte d'énergie.

Il faut également mentionner que, malgré la présence de correcteurs au niveau du contrôleur du robot SMT, une certaine perte d'énergie non contrôlée peut néanmoins survenir au niveau des actionneurs du robot, modifiant ainsi la justesse et la fidélité des résultats. Il peut être assez difficile d'estimer l'énergie perdue ou gagnée par ces phénomènes puisque plusieurs facteurs sont à considérer, notamment le type de contact, la masse des satellites et la rapidité de l'impact.

4.7.3 Influence du correcteur PI

Dans le but de diminuer l'erreur de la trajectoire du robot SMT par rapport au point-cible en régime permanent, un correcteur proportionnel-intégral est utilisé. Bien qu'il permette d'améliorer considérablement le régime permanent, ce type de correcteur peut devenir nuisible lorsqu'une erreur de la trajectoire est maintenue durant une période de temps suffisamment longue (Boukas, 1995). Ainsi, l'action intégrale du correcteur continue à se décharger, et ce malgré l'annulation de cette erreur. Ce type d'erreur peut survenir lors de l'impact en émulation où l'effecteur du robot SMT ne peut pas maintenir avec précision son positionnement par rapport au point-cible puisque la surface de l'ATI limite son déplacement. Nous pouvons observer ce phénomène lorsque nous émulons l'impact avec des masses de satellites

élevées et une fréquence f_L faible puisque ces configurations résultent en des erreurs de positionnement plus importantes du robot SMT par rapport au point-cible et qui persistent durant un assez grand laps de temps.

Par exemple, la Figure 4.23 (a) présente la trajectoire du robot SMT (courbe pointillée rouge), et la trajectoire du point-cible (courbe pleine bleue) pour un impact entre deux satellites de 8000 kg chacun avec $f_L = \sim 0$ Hz, $f_H = \infty$ Hz et $D = 0,9$. La Figure 4.23 (b) présente les mêmes résultats pour un impact entre deux satellites de 400 kg chacun. Nous voyons clairement, à la Figure 4.23 (a), qu'après séparation des satellites à environ 444,6 secondes, le robot SMT continue d'appliquer une force malgré qu'il aurait dû s'être séparé de l'ATI, et ce dû à la décharge de l'intégrateur du correcteur PI. Le maintien de cette force de contact après séparation des satellites entraîne alors une augmentation de l'énergie cinétique des satellites. Par contre, à la Figure 4.23 (b), l'erreur de positionnement étant plus faible et étant présent sur un laps de temps plus court qu'à la Figure 4.23 (a), l'effet intégral du correcteur PI est moins nuisible et le robot SMT quitte la surface de l'ATI plus rapidement.

L'action intégrale du correcteur PI peut donc expliquer l'augmentation du ratio d'énergie observé à la Sous-section 4.6.3 pour l'émulation d'impacts entre des satellites de masses supérieures à 1500 kg et avec $f_L = \sim 0$ (voir par exemple Figure 4.19 (a) courbe 4).

4.7.4 Incidence des sources d'erreur

Nous savons maintenant, d'après l'aspect des courbes des forces d'impact, que l'émulation ne génère pas des résultats concordants pour les cas d'impact entre deux satellites dont les masses sont inférieures à 2000 kg. Nous pouvons déduire

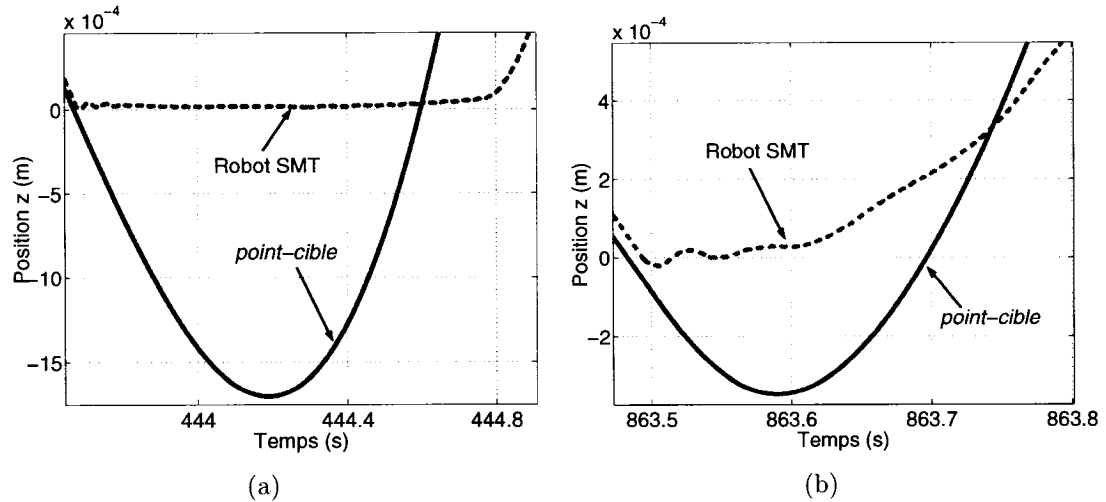


FIG. 4.23 Effet de l'intégrateur PI sur la trajectoire des pinces du robot SMT par rapport à celle du point-cible; (a) Pour des satellites de 8000 kg; (b) Pour des satellites de 400 kg.

de ceci que les émulations d'impact ou d'amarrage de satellites avec la présence d'un mécanisme compliant ne peuvent pas produire de bons résultats lorsque l'impédance du système est trop faible.

De plus, nous avons constaté des variations de l'énergie cinétique, lesquelles sont causées soit par les erreurs de positionnement ou soit par l'intégrateur du contrôleur du robot SMT. L'amplitude de ces variations peut être estimée par les ratios Q obtenus lors des émulations d'impact avec des satellites d'une masse supérieure à 2000 kg. Par exemple, d'après la Figure 4.20, lorsque nous émuloons l'impact de deux satellites de 2000 kg avec une vitesse d'approche de 5 mm/s, nous obtenons un ratio Q de 0,67, soit une énergie de 22% en deçà de la limite inférieure de la zone d'acceptabilité. Il s'agit d'une perte d'énergie non négligeable, et qui peut varier en fonction de plusieurs paramètres d'influence hors de notre contrôle. Par exemple, pour une même combinaison de paramètres mais avec des masses de satellites de 2500 kg, d'après la Figure 4.20, nous obtenons un ratio Q de 0,59, soit une perte d'énergie supplémentaire d'environ 10%.

Les résultats exposés précédemment démontrent que des pertes d'énergie peuvent survenir lors d'une déviation de la trajectoire, laquelle peut être causée soit par la commande en accélération du contrôleur, soit par le correcteur PI, ou soit par une mauvaise évaluation des pertes au niveau des actionneurs du robot SMT ou par sa réponse dynamique aux forces de contact. Tel que mentionné plus haut, ces nombreux facteurs de perte ou de gain d'énergie, plutôt imprévisibles, diminuent la précision des résultats obtenus, et laissent entrevoir un manque de fiabilité de l'émulateur d'amarrage de satellites lorsqu'il est utilisé conjointement avec le banc d'essai de STVF.

4.8 Tests réalisés avec l'effecteur de MDA Space Missions

Considérant que l'émulateur d'amarrage de satellites ne répond pas au critère de fiabilité des résultats, et ce malgré les améliorations apportées à ce dernier dans le cadre de ce projet, nous avons tout de même procédé à quelques tests avec l'effecteur de MDA Space Missions installé comme effecteur sur le robot SMT tel que montré à la Figure 4.24. Ces tests avaient pour objectif de vérifier si l'ajout de cet effecteur au robot SMT, ce dernier ayant un mécanisme de capture, permet de réaliser une émulation exempte d'instabilité.

Puisque ce prototype comporte des parties fragiles, nous avons effectué plusieurs essais préliminaires avec l'effecteur à bout sphérique, lequel devait être inséré dans une structure comportant une cavité (*peg in the hole*). Ces essais, exécutés avec des masses et inerties de satellites élevées, et suivant la configuration optimale $f_H = \infty$, $f_L = \infty$ et $D = 0,9$, ont montré un comportement considéré assez stable pour faire des essais avec l'effecteur de MDA Space Missions.

Ainsi, des essais avec l'effecteur MDA Space Missions ont alors été tentés avec

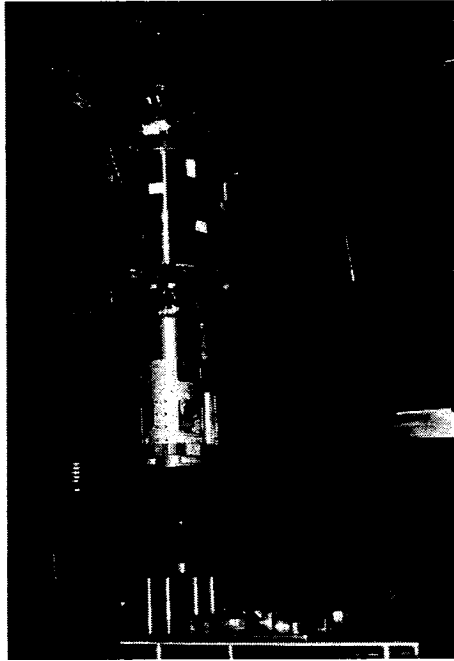


FIG. 4.24 Effecteur de MDA Space Missions installé sur le robot SMT pour l'émulation d'amarrage de satellites.

des configurations identiques à celles des essais avec l'effecteur à bout sphérique. Par contre, suite à ces tests nous avons obtenu une certaine instabilité lorsque le préhenseur-connecteur riveté sur l'ATI devenait contraint au mécanisme de capture de l'effecteur installé sur le robot SMT. Les forces et moments de contact obtenus par ce type d'émulation sont très différents de ceux obtenus par un impact centré. Ainsi, malgré une diminution de l'énergie cinétique après impact lors d'impacts centrés, nous avons pu constater une amplification de l'énergie de mouvement lors de ces essais, ce qui laisse entrevoir que le comportement de l'émulation est grandement relié à différents paramètres hors de notre contrôle.

4.9 Rapport sur la vérification du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites

Le Tableau 4.6 présente un résumé des vérifications, des problèmes constatés et des corrections effectuées sur le banc d'essai d'amarrage de satellites. Suite à ces corrections, nous avons pu constater une nette amélioration au niveau de la stabilité de l'émulation. Ces tests ont toutefois démontré que certains facteurs inhérents au type de banc d'essai utilisé diminuent grandement la précision des résultats, ce qui donne lieu à un manque de fiabilité.

TAB. 4.6 Résumé des vérifications et des améliorations apportées au banc d'essai d'amarrage de satellites.

Vérification effectuée	Problème constaté	Correction appliquée
Calibrage du capteur de forces		
Calibrage de l'ATI	Aucun	Aucune
Transmission des données		
Fréquence de transfert des données entre tous les sous-systèmes	Les forces et moments venant du sous-système "SS_ati" avaient une fréquence de mise à jour dix fois inférieure à la fréquence d'exécution de l'émulation	Augmentation de la fréquence d'échantillonnage de l'ATI à 5 fois la fréquence d'exécution de l'émulation
Positionnement des référentiels		
Positionnement de tous les référentiels utilisés	Erreur de positionnement des référentiels <i>WSFP</i> , <i>ORUWS</i> et <i>ATI</i>	Modification du positionnement des référentiels dans les fichiers d'initialisation
Fidélité des résultats		
Fidélité de la vitesse du satellite chasseur après impact pour différentes configurations	Aucun	Aucune

TAB. 4.6 Résumé des vérifications et des améliorations apportées au banc d'essai d'amarrage de satellites (suite).

Vérification effectuée	Problème constaté	Correction appliquée
Quantité de mouvement et moment angulaire		
Conservation de la quantité de mouvement et exactitude de la variation du moment angulaire	Aucun	Aucune
Étude énergétique		
Étude de l'énergie cinétique en fonction des paramètres d'influence	Le ratio d'énergie cinétique varie grandement en fonction des paramètres d'influence et des propriétés inertielles des satellites	Diminution du ratio d'énergie et amélioration de la stabilité du ratio d'énergie cinétique pour différentes configurations inertielles de satellites par l'ajustement des paramètres d'influence
Forces d'impact		
Comparaison des forces d'impact obtenues pour différents essais	Présence d'impulsions propres à la réponse dynamique du robot SMT	Ne peut être corrigé sans modifications majeures (v. Sous-section 4.7.1)
Précision de la trajectoire du robot SMT		
Influence du contrôleur du robot SMT et du correcteur PI	Décalages inconstants entre la position du point-cible et la position des pinces du robot SMT	Ne peut être corrigé sans modifications majeures (v. Sous-sections 4.7.2 et 4.7.3)
Tests réalisés avec l'effecteur de capture de MDA Space Missions		
Comportement de l'émulation	Présente une certaine instabilité	Ne peut être corrigé sans modifications majeures (v. Section 4.8)

CONCLUSION

5.1 Travail réalisé

Le travail réalisé dans le cadre de ce projet comporte deux grands volets : la validation du simulateur d'amarrage de satellites et la vérification et l'analyse du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites de l'ASC. Ce travail a nécessité une prise de connaissance préalable des différentes études précédemment réalisées sur ce simulateur ainsi que sur le banc d'essai de STVF.

Le simulateur d'amarrage de satellites a été validé en vérifiant la fonctionnalité de chacune de ses composantes. Au cours de cette validation, plusieurs erreurs ont été détectées et corrigées. Suite à ces modifications, nous avons démontré que le simulateur était apte à fournir de bons résultats pour permettre l'émulation, ou des simulations numériques pures avec le module CDT.

La vérification du banc d'essai d'émulation d'amarrage de satellites a été effectuée en utilisant des configurations allant du plus simple au plus complexe. Dans un premier temps, des ajustements du positionnement et du comportement des composantes physiques du banc d'essai ont été réalisés, puis une analyse générale des résultats d'émulation a été effectuée, permettant de constater la régularité de conservation de la quantité de mouvement et du moment angulaire des satellites. Ensuite, par l'étude énergétique du mouvement des satellites lors d'émulations de cas d'impact centrés, nous avons été en mesure d'ajuster les différents paramètres d'influence de l'émulation afin d'optimiser le comportement de l'émulateur.

Finalement, après avoir analysé le comportement énergétique du mouvement des satellites, ainsi que les trajectoires et les forces de contact obtenues par l'émulation

d'impacts entre les deux satellites, nous avons démontré que le simulateur d'amarrage de satellites ne peut fournir des résultats fiables avec le banc d'essai de STVF. Suite aux correctifs apportés dans le cadre de ce projet, des essais d'émulation réalisés avec l'effecteur de MDA Space Missions ont présenté une certaine instabilité, appuyant davantage nos conclusions sur le manque de précision de ce banc d'essai.

5.2 Limites du projet et perspectives

L'analyse des émulations a été concentrée principalement sur les cas d'émulation d'impacts centrés des satellites. Une étude similaire pourrait être réalisée sur des cas d'impact entre deux satellites en présence d'un mécanisme compliant. Par contre, le comportement dynamique de ce type d'impact présente une grande complexité, et son analyse aboutirait certainement aux mêmes conclusions.

La vérification du banc d'essai d'amarrage de satellites a démontré que celui-ci ne peut fournir des résultats fiables suivant l'environnement utilisé pour ce projet. Il est toutefois possible que le simulateur d'amarrage permette une émulation concordante moyennant un manipulateur différent ou un contrôleur plus adéquat pour ce type d'émulation, qui nécessite une très grande précision et une connaissance approfondie des pertes d'énergie au niveau des actionneurs du robot SMT. L'utilisation, par exemple, d'un manipulateur parallèle, généralement plus rigide, plus précis et plus rapide qu'un manipulateur sériel, pourrait peut-être ouvrir cette perspective (Huang, 1993). La Figure 5.1 illustre un robot HEXA (Kim, 2000), un manipulateur parallèle souvent utilisé en raison de sa rapidité de mouvement et sa grande précision de positionnement. Il est probable qu'un tel manipulateur utilisé conjointement avec le simulateur d'amarrage de l'ASC pourrait permettre une émulation présentant des résultats concluants. Une procédure semblable à celle ex-

posée dans le Chapitre 4 de ce mémoire pourrait alors être utilisée pour en vérifier les capacités.

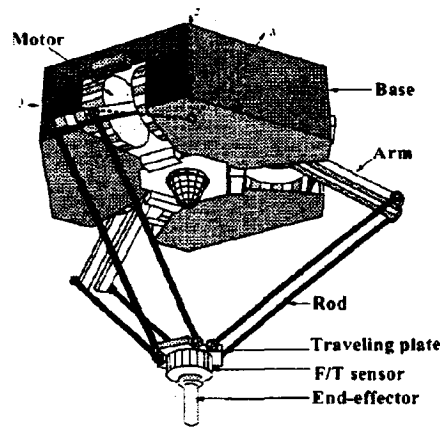


FIG. 5.1 Robot HEXA (Kim, 2000).

Puisque l'émulateur d'amarrage de satellites de l'ASC utilise le banc d'essai de STVF, certaines des observations exposées dans cet ouvrage pourraient être étudiées en fonction de la problématique spécifique au projet STVF. Toutefois, puisque le SPDM possède une configuration plus similaire au robot SMT ainsi qu'une impédance considérablement plus élevée que les deux satellites libres dans l'espace, nous pouvons penser que les sources d'erreurs néfastes pour l'émulation de l'amarrage de satellites deviendraient négligeables lors de l'émulation du SPDM. Par contre, puisque le problème réside principalement dans une perte d'énergie, et peut ainsi dissimuler une instabilité du système, la connaissance approfondie des causes spécifiques de ces pertes fournirait des précisions importantes relativement au comportement du robot SMT, facilitant ainsi l'avancement du projet STVF.

RÉFÉRENCES

- AGHILI, F., NAMVAR, M., 2004. "A robust impedance matching scheme for emulation of robots", *Proceedings of 2004 IEE/RSJ*, vol. 3, pp. 2142-2148.
- BOUKAS, E.-K., 1995. *Systèmes asservis*, Éditions de Polytechnique, 668 p.
- CARUFEL, J. de, MARTIN, E., PIEDBŒUF, J.-C., 2000. "Control strategies for hardware-in-the-loop simulation of flexible space robots", In *IEE Proc.-Control Theory Appl.*, vol. 147, pp. 569-579.
- CLAUDINON, B., LIEVRE, J., 1985. "Test facility for rendez-vous and docking", In *36th Congress of the IAF*, (Stockholm), pp. 1-6, 7-12/10/1985.
- FEE, A., 2000. *Selection and Industrial Applications of Hardness Tests*, ASM International, pp. 260-277.
- FEHSE, W., 2003. *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft*, Cambridge University Press, 516 p.
- GONTHIER, Y., MCPHEE, J., LANGE, C., PIEDBŒUF, J.-C., 2004. "A regularized contact model with asymmetric damping and dwell-time dependent friction", *Multibody System Dynamics*, 11(3), pp. 209-233.
- GUTMAN, E. M., 1994. *Mechanochemistry of Solid Surfaces*, éd. World Scientific, 300 p.
- HAYS, A. B., TCHORYK Jr., P., PAVLICH, J. C., WASSICK, G., 2003. "Dynamic simulation and validation of a satellite docking system", *Proceedings of SPIE - Space Systems Technology and Operations*, vol. 5088, pp. 77-88.
- HAYS, A. B., TCHORYK Jr., P., PAVLICH, J. C., RITTER, G. A., WASSICK, G. J., 2004. "Advancements in design of an autonomous satellite docking system", *SPIE Defense and Security Symposium*, (Orlando, Floride), 12-16/04/2004.

HUANG, M. Z., LING, S.-H., SHENG, Y., 1993. "A Study of Velocity Kinematics for Hybrid Manipulators with Parallel-Series Configurations", *Proceedings of the 1993 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, vol. 1, (Atlanta, É.-U.), pp. 456-461, 05/1993.

JOHNSON, K. L., 2004. *Contact mechanics*, 464 p.

KIM, D., UCHIYAMA, M., 2000. "A Force/Torque Sensor-less Realization of Fast and Dexterous Tasks with a Parallel Robot", *IEEE International Conference on Industrial Electronics, Control and Instrumentation*, (Nagoya, Japan), pp. 223-228, 22-28/10/2000.

KRENN, R., SCHÄFER, B. E., 1999. "Limitation of hardware-in-the-loop simulations of space robotics dynamics using industrial robots", *Fifth International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*, (Noordwijk, Pays-Bas), pp. 681-686, ESA Publication Division, 1-3/06/1999.

L'ARCHEVÊQUE, R., DOYON, M., PIEDBŒUF, J.-C., GONTHIER, Y., 2000. "SYMOFROS : Software architecture and real time issues", *DASIA 2000 - Data systems in Aerospace*, (Montréal, Canada), pp. 41-46, 22-26/05/2000.

MA, O., 2000. "CDT - a general contact dynamics toolkit", *Proceedings of the 31st International Symposium on Robotics : ISR 2000*, (Montréal, Canada), pp. 468-473, 05/2000.

MARTIN, E., DOYON, M., GONTHIER, Y., LANGE, C., 2005. "Validation process of the STVF Hardware-in-the-Loop Simulation facility", *Proceedings of the 8th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space : i-SAIRAS 2005*, (Munich, Allemagne), 5-8/09/2005.

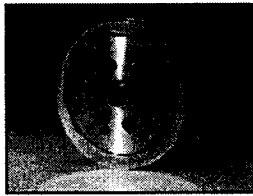
MARTIN, E., DUPUIS, E., PIEDBŒUF, J.-C., DOYON, M., 2005. "The TECSAS mission from a Canadian perspective", *Proceedings of the 8th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space : i-SAIRAS 2005*, (Munich, Allemagne), 5-8/09/2005.

- MARTIN, E., PARSA, K., LAURIER CHAPLEAU, S., BARON, L., 2005. "Towards spacecraft docking emulation using Hardware-in-the-Loop Simulation", *Proceedings of the 8th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space : i-SAIRAS 2005*, (Munich, Allemagne), 5-8/09/2005.
- MCCONNELL, K. G., 1995. *Vibration Testing*, Wiley-IEEE, 624 p.
- MERIAM, J. L., KRAIGE, L. G., 1998. *Engineering Mechanics Dynamics, Fourth Edition*, vol. 2, 725 p.
- MORAN, M. J., SHAPIRO, H. N., 1999. *Fundamentals of engineering thermodynamics*, 4ième éd., Wiley, 918 p.
- PIEDBŒUF, J. C., CARUFEL, J. de, AGHILI, F., DUPUIS, E., 2000. "Task verification facility for the Canadian special purpose dextrous manipulator", *Proceedings of 1999 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, (Detroit, É.-U.), pp, 1077-1083, 05/2000.
- POTTER, S.D., 2002. "Orbital Express : Leading the way to a new space architecture", *2002 Space Core Tech Conf.*, pp. 160-165, 11/2002.
- RAO, S.S., 1995. *Mechanical vibrations*, 3ième éd., Addison-Wesley, 912 p.
- SCHÄFER, B. E., KRENN, R., 1999. "Force/Torque Sensor Feedback Measuring Contact Dynamics in Space Manipulator Hybrid Simulation", *Proceedings AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, (Portland, É.-U.), 06/1999.
- STRONGE, W. J., 2004. *Impact mechanics*, 300 p.
- SWANSON, D. C., 2000. *Signal Processing for Intelligent Sensor Systems*, Éd. Marcel Dekker, 632 p.
- TABOR, D., 1951. *The hardness of metals*, Oxford University Press, 175 p.
- TARAO, S., INOHIRA, E., UCHIYAMA, M., 2000. "Motion Simulation Using a High-Speed Parallel Link Mechanism", *Proceedings of the 2000 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, (Takamatsu, Japon), pp. 1584-1589, 11/2000.

- UCHIYAMA, M., TARAO, S., KAWABE, H., 2003. "A New Class of Hybrid Motion Simulation Using a Very Fast Parallel Robot", *Springer Tracts in Advanced Robotics, Robotics Research : The Tenth International Symposium*, vol.6, pp. 531-544.
- YANG, G., BONDY, M., GREENSPAN, M., JASIOBEDZKI, P., DOYON, M., 2004. "On-Orbit Safety Monitoring System - Development and Applications", *RoManSy 2004, 15th CISM IFToMM Symposium on Robot Design, Dynamics and Control*, (Montreal, Canada), pp. 14-18, 06/2004.
- YOKOTA, K., YAMANAKA, K., SHIRASAKA, S., KOYAMA, H., INOUE, M., SHIMA, T., YAMADA, K., 1998. "Evaluation of contact dynamics simulation fidelity of RDOTS (Rendezvous and Docking Operation Test System)", *Proceedings of the twenty-first International symposium on Space Technology and Science*, vol.1, (Omiya, Japon), pp. 685-690.
- YOSHIDA, K., 2003. "Engineering Test Satellite VII Flight Experiments for Space Robot Dynamics and Control : Theories on Laboratory Test Beds Ten Years Ago, Now in Orbit", *The International Journal of Robotics Research*, vol.22, no.5, pp. 321-335.
- ZHIGANG, C., GUANGYU, Z., XUEZENG, Z., 2003. "Study on the simulation of the spacecraft's inertia and mass properties of a novel docking dynamics test bed", *Recent Advances in Space Technologies : RAST '03*, pp. 337-342, 11/2003.
- ZHIGANG, C., GUANGYU, Z., XUEZENG, Z., 2004. "A ground docking test facility for docking mechanism", *Proceedings of the Aerospace Conference, 2004*, pp. 2757-2762, 03/2004.

ANNEXE I

SPÉCIFICATIONS DE L'ATI

Delta**The Delta F/T transducer**

The transducer is made of hardened stainless steel, and the standard mounting adaptor is made of high-strength aircraft aluminum. The transducer is accurate to 1% of full scale.

Maximum Single-Axis Load	English	Metric
F _{xy}	±790 lb	±3500 N
F _z	±2690 lb	±11900 N
T _{xy}	±2000 in-lb	±230 N-m
T _z	±3730 in-lb	±420 N-m
Stiffness (Calculated)	English	Metric
X-axis & Y-axis force (K _x , K _y)	210×10 ³ lb/in	37×10 ⁶ N/m
Z-axis force (K _z)	350×10 ³ lb/in	61×10 ⁶ N/m
X-axis & Y-axis torque (K _{tx} , K _{ty})	460×10 ³ in-lb/rad	52×10 ³ N-m/rad
Z-axis torque (K _{tz})	830×10 ³ in-lb/rad	94×10 ³ N-m/rad
Resonant Frequency (Measured)		
F _x , F _y , T _z	1.5 KHz	
F _z , T _x , T _y	1.7 KHz	
Physical Specifications	English	Metric
Weight*	2.0 lb	913 g
Diameter*	3.72 in	94.5 mm
Height*	1.31 in	33.3 mm

* Specifications include standard interface plates.

English Calibrated Load Capacity	U/S-75-100		U/S-150-200	
Fx, Fy (±lb)	75		150	
Fz (±lb)	225		450	
Tx, Ty (±in-lb)	300		600	
Tz (±in-lb)	300		600	
Resolution				
Controller Type*	SA	PC	SA	PC
Fx, Fy (lb)	1/16	1/256	1/8	1/128
Fz (lb)	3/16	3/256	3/8	3/128
Tx, Ty (in-lb)	3/16	3/256	3/8	3/128
Tz (in-lb)	3/16	3/256	3/8	3/128

FIG. I.1 Spécifications du capteur de force ATI (ATI Industrial Automation - <http://www.ati-ia.com/>).

Metric-Calibrated Sensing Ranges*	SI-330-30		SI-440-40	
Fx, Fy (±N)	330		660	
Fz (±N)	990		1980	
Tx, Ty (±N-m)	30		60	
Tz (±N-m)	30		60	
Resolution				
Controller Type**	SA	PC	SA	PC
Fx, Fy (N)	1/4	1/64	1/2	1/32
Fz (N)	3/4	3/64	3/2	3/32
Tx, Ty (N-m)	3/200	3/3200	3/100	3/1600
Tz (N-m)	3/200	3/3200	3/100	3/1600

* Contact ATI for complex loading information.

** SA=Stand Alone, PC = computer cord.

FIG. I.1 Spécifications du capteur de force ATI (ATI Industrial Automation - <http://www.ati-ia.com/>) (Suite).

ANNEXE II

RÉPONSE DYNAMIQUE DES SATELLITES À UNE FORCE INDICIELLE

II.1 Satellite chasseur

Le satellite chasseur avec un mécanisme compliant entre son corps principal et son effecteur peut être considéré comme un système à deux masses, tel qu'illustré à la Figure 3.7. Ainsi, les équations du mouvement régissant ce système semi-défini ¹ sous l'action d'une force $F(t)$ au centroïde de l'effecteur sont

$$\begin{aligned} m_E \ddot{z}_E + c(\dot{z}_E - \dot{z}_C) + k(z_E - z_C) &= F(t) \\ m_C \ddot{z}_C - c(\dot{z}_E - \dot{z}_C) - k(z_E - z_C) &= 0 \end{aligned} \quad (\text{II.1})$$

où m_E est la masse de l'effecteur, m_C la masse du corps principal, z_E la position de l'effecteur, z_C la position du corps principal, et c et k sont respectivement le coefficient d'amortissement et la rigidité du mécanisme compliant. Nous pouvons déterminer la fréquence naturelle non amortie (ω_n) à partir des équations du mouvement libre non amorti (i.e. $c = 0$) du système, soit

$$\begin{aligned} m_E \ddot{z}_E + k(z_E - z_C) &= 0 \\ m_C \ddot{z}_C - k(z_E - z_C) &= 0 \end{aligned} \quad (\text{II.2})$$

¹Un système semi-défini est un arrangement de corps dont le mouvement de vibration est superposé à son mouvement de corps rigide (McConnell, 1995).

où nous pouvons assumer une solution de la forme

$$z_j(t) = Z_j \cos(\omega t + \phi_j), \quad j = E, C \quad (\text{II.3})$$

où les Z_j représentent les amplitudes de vibration et ϕ_j les déphasages (Rao, 1995). Puisqu'il s'agit d'un système semi-défini, alors le mouvement de l'effecteur et du corps principal sont déphasés de π rad, ce qui implique que si $\phi_E = 0$ alors $\phi_C = \pi$ rad. En combinant les éqs. (II.2) et (II.3), nous obtenons

$$\begin{aligned} (m_E \omega^2 - k) Z_E - k Z_C &= 0 \\ -k Z_E + (m_C \omega^2 - k) Z_C &= 0. \end{aligned} \quad (\text{II.4})$$

En égalisant le déterminant des coefficients Z_E et Z_C à zéro, nous obtenons l'équation caractéristique

$$\omega^2 [m_E m_C \omega^2 - k(m_E + m_C)] = 0 \quad (\text{II.5})$$

à partir de laquelle nous pouvons déterminer les fréquences naturelles non-amorties du système :

$$\omega_n^{(1)} = 0 \quad \text{et} \quad \omega_n^{(2)} = \sqrt{\frac{k(m_E + m_C)}{m_E m_C}}. \quad (\text{II.6})$$

À partir du deuxième mode de vibration (i.e. $\omega_n = \omega_n^{(2)}$) nous pouvons déterminer la masse équivalente du système (m_{eq}) en sachant que

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m_{eq}}} = \omega_n^{(2)} = \sqrt{\frac{k(m_E + m_C)}{m_E m_C}}. \quad (\text{II.7})$$

Donc,

$$m_{eq} = \frac{m_E m_C}{m_E + m_C}. \quad (\text{II.8})$$

Ainsi, le système à un degré de liberté de la Figure II.1 peut représenter le mouve-

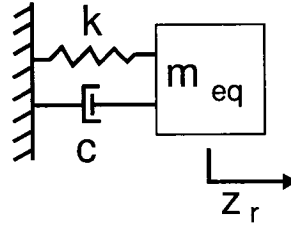


FIG. II.1 Modèle du système équivalent pour le satellite chasseur.

ment relatif entre l'effecteur et le corps principal, soit

$$z_r = z_E - z_C \quad (\text{II.9})$$

L'équation du mouvement libre de ce système peut être décrit par

$$m_{eq}\ddot{z}_r + c\dot{z}_r + kz_r = 0. \quad (\text{II.10})$$

Pour résoudre l'éq. (II.10), nous pouvons assumer une solution de la forme

$$z_r(t) = Ce^{st} \quad (\text{II.11})$$

où C et s sont des constantes à déterminer. Avec les éqs. (II.10) et (II.11), nous obtenons l'équation caractéristique

$$m_{eq}s^2 + cs + k = 0 \quad (\text{II.12})$$

où les racines de cette équation sont

$$s_{1,2} = \left(-\zeta \pm \sqrt{\zeta^2 - 1} \right) \omega_n \quad (\text{II.13})$$

et où

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{m_{eq}k}} \quad (\text{II.14})$$

est le ratio d'amortissement. Ainsi, la solution générale de l'éq. (II.10) sera la combinaison des deux solutions associées à s_1 et s_2 , soit

$$\begin{aligned} z_r(t) &= C_1 e^{s_1 t} + C_2 e^{s_2 t} \\ &= C_1 e^{(-\zeta + \sqrt{\zeta^2 - 1})\omega_n t} + C_2 e^{(-\zeta - \sqrt{\zeta^2 - 1})\omega_n t} \end{aligned} \quad (\text{II.15})$$

Le comportement du système change grandement en fonction de la nature de la racine de l'éq. (II.15). Ainsi, lorsque $\zeta = 0$, $\zeta < 1$, $\zeta = 1$ et $\zeta > 1$ nous avons respectivement un système non-amorti, sous-amorti, avec amortissement critique et sur-amorti. Concentrons-nous sur le cas où nous avons un système sous-amorti (i.e. $\zeta < 1$). Il faut noter que la même méthode peut être appliquée aux autres cas.

Lorsque $\zeta < 1$, le terme $(\zeta^2 - 1)$ est négatif, les racines s_1 et s_2 deviennent

$$\begin{aligned} s_1 &= (-\zeta + i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n \\ s_2 &= (-\zeta - i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n \end{aligned} \quad (\text{II.16})$$

et la solution de l'éq. (II.15) devient

$$\begin{aligned} z_r(t) &= C_1 e^{(-\zeta + i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n t} + C_2 e^{(-\zeta - i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n t} \\ &= e^{-\zeta\omega_n t} \left\{ C_1 e^{(i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n t} + C_2 e^{(-i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega_n t} \right\} \\ &= e^{-\zeta\omega_n t} \left\{ (C_1 + C_2) \cos \sqrt{1 - \zeta^2}\omega_n t + i(C_1 - C_2) \sin \sqrt{1 - \zeta^2}\omega_n t \right\} \\ &= e^{-\zeta\omega_n t} \{ C'_1 \cos \omega_d t + C'_2 \sin \omega_d t \} \end{aligned} \quad (\text{II.17})$$

où

$$\omega_d = \left(\sqrt{1 - \zeta^2} \right) \omega_n \quad (\text{II.18})$$

est la fréquence naturelle amortie du système et où C'_1 et C'_2 doivent être déterminés à partir des conditions initiales.

Ainsi, pour les conditions initiales $z_r(t=0) = z_{r0}$ et $\dot{z}_r(t=0) = \dot{z}_{r0}$ nous trouvons, à partir de l'éq. (II.17), que

$$C'_1 = z_{r0} \quad \text{et} \quad C'_2 = \frac{\dot{z}_{r0} + \zeta\omega_n z_{r0}}{\omega_d}. \quad (\text{II.19})$$

En insérant ces constantes dans l'éq. (II.17), nous obtenons la solution générale

$$z_r(t) = e^{-\zeta\omega_n t} \left\{ z_{r0} \cos \omega_d t + \frac{\dot{z}_{r0} + \zeta\omega_n z_{r0}}{\omega_d} \sin \omega_d t \right\}. \quad (\text{II.20})$$

Considérons maintenant qu'une impulsion de grandeur ΔG est appliquée au centroïde de l'effecteur au temps $t = 0$. Si le système est au repos avant l'application de l'impulsion (donc $z_E = \dot{z}_E = 0$ à $t = 0^-$) alors d'après l'éq. (4.9), nous avons

$$\Delta G = m_E \dot{z}_E(t=0) - m_{eq} \dot{z}_E(t=0^-) = m_E \dot{z}_{E0} \quad (\text{II.21})$$

où \dot{z}_{E0} est la vitesse de l'effecteur à $t = 0$. Puisque l'impulsion n'est appliquée que sur l'effecteur, alors $z_C = \dot{z}_C = 0$ à $t = 0^-$ et à $t = 0$, et d'après l'éq. (II.9), l'impulsion de l'éq. (II.21) peut aussi s'écrire

$$\Delta G = m_E \dot{z}_{r0} \quad (\text{II.22})$$

où \dot{z}_{r0} est la vitesse relative à $t = 0$. De l'éq. (II.22), les conditions initiales sont donc

$$z_r(t=0) = z_{r0} = 0 \quad \text{et} \quad \dot{z}_r(t=0) = \dot{z}_{r0} = \frac{\Delta G}{m_E}. \quad (\text{II.23})$$

Avec les éqs. (II.20) et (II.23) nous obtenons la réponse du système à l'impulsion, soit

$$z_r(t) = \frac{\Delta G e^{-\zeta\omega_n t}}{m_E \omega_d} \sin \omega_d t. \quad (\text{II.24})$$

Si l'impulsion est appliquée à un temps $t = \tau$ alors la réponse du système sera

$$z_r(t) = \frac{\Delta G(t) e^{-\zeta \omega_n(t-\tau)}}{m_E \omega_d} \sin \omega_d(t - \tau) \quad (\text{II.25})$$

et où l'impulsion au temps $t = \tau$ est

$$\Delta G(\tau) = F(\tau) \Delta \tau \quad (\text{II.26})$$

où $F(\tau)$ est la force appliquée au temps $t = \tau$ durant $\Delta \tau$ secondes.

Supposons maintenant que nous appliquons une force quelconque $F(t)$, tel que montré à la Figure II.2, sur le centroïde de l'effecteur. Ainsi, la réponse du système au temps t peut être obtenue en faisant la sommation des réponses de chaque impulsion pour chaque intervalle de temps $\Delta \tau$, ce qui revient, lorsque $\Delta \tau \rightarrow 0$, à intégrer l'éq. (II.25). Considérant les éqs. (II.26) et (II.25) nous obtenons que

$$z_r(t) = \int_0^t \frac{F(\tau) e^{-\zeta \omega_n(t-\tau)}}{m_E \omega_d} \sin \omega_d(t - \tau) d\tau. \quad (\text{II.27})$$

Notons qu'à l'aide de l'éq. (II.27) nous pouvons déterminer la réponse du système à n'importe quelle force. Dans notre cas, puisque la force appliquée sur le centroïde de l'effecteur est une force indicielle $F(t) = F_0$; nous pouvons facilement déterminer la réponse à l'aide de l'éq. (II.27), soit

$$\begin{aligned} z_r(t) &= \frac{F_0}{m_E \omega_d} \int_0^t e^{-\zeta \omega_n(t-\tau)} \sin \omega_d(t - \tau) d\tau \\ &= \frac{F_0}{m_E \omega_d} \left[e^{-\zeta \omega_n(t-\tau)} \left\{ \frac{\zeta \omega_n \sin \omega_d(t - \tau) + \omega_d \cos \omega_d(t - \tau)}{\zeta^2 \omega_n^2 + \omega_d^2} \right\} \right]_{\tau=0}^{\tau=t} \\ &= \frac{F_0}{m_E \omega_n^2} \left[1 - \frac{e^{-\zeta \omega_n t}}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \left\{ \sqrt{1 - \zeta^2} \cos \omega_d t + \zeta \sin \omega_d t \right\} \right]. \quad (\text{II.28}) \end{aligned}$$

L'éq. (II.28) résume le mouvement relatif entre l'effecteur et le corps principal

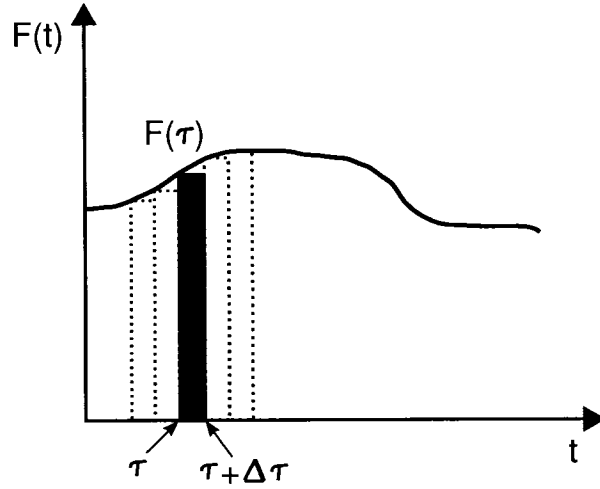


FIG. II.2 Force arbitraire en fonction du temps.

suite à la force indicielle $F(t) = F_0$; nous devons maintenant déterminer celui de l'effecteur. Le mouvement du centre de masse du satellite chasseur peut être facilement déterminé en fonction du mouvement de l'effecteur et du corps principal par

$$z_{CM} = \frac{m_E z_E + m_C z_C}{m_E + m_C} \quad (\text{II.29})$$

où z_{CM} est la position du centre de masse du satellite chasseur. De plus, sachant que l'équation du mouvement de son centre de masse est équivalent au mouvement d'un corps rigide de masse $m_{Tot} = m_E + m_C$, nous pouvons facilement déterminer que celui-ci, pour des conditions initiales nulles (i.e. $z_{CM} = \dot{z}_{CM} = 0$), est

$$z_{CM} = \frac{F_0 t^2}{2m_{Tot}}. \quad (\text{II.30})$$

Ainsi, avec les éqs. (II.29) et (II.30) nous avons

$$m_E z_E + m_C z_C = \frac{F_0 t^2}{2}. \quad (\text{II.31})$$

Avec l'éq. (II.9), en isolant z_C puis en substituant z_r par l'équation du mouvement

trouvée à l'éq. (II.28), nous obtenons

$$z_C = z_E - \frac{F_0}{m_E \omega_n^2} \left[1 - \frac{e^{-\zeta \omega_n t}}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \left\{ \sqrt{1 - \zeta^2} \cos \omega_d t + \zeta \sin \omega_d t \right\} \right]. \quad (\text{II.32})$$

En combinant les éqs. (II.31) et (II.32), puis en isolant z_E de cette nouvelle équation, nous obtenons

$$z_E = \frac{F_0}{m_{Tot}} \left[\frac{t^2}{2} + \frac{m_C}{m_E \omega_n^2} \left\{ 1 - \frac{e^{-\zeta \omega_n t}}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \left(\sqrt{1 - \zeta^2} \cos \omega_d t + \zeta \sin \omega_d t \right) \right\} \right] \quad (\text{II.33})$$

soit l'équation du mouvement de l'effecteur sous l'action d'une force indicielle F_0 .

II.2 Satellite cible

Puisque le satellite cible est un corps rigide, son équation du mouvement lorsqu'il est soumis à une force $F(t)$ en son centre de masse est

$$m_T \ddot{z}_T = F(t) \quad (\text{II.34})$$

où m_T est la masse du satellite cible. La position du satellite cible peut donc être déterminée par

$$z_T(t) = \int \int \frac{F(t)}{m_T} dt dt \quad (\text{II.35})$$

Ainsi pour une force indicielle F_0 et des conditions initiales nulles (i.e. $z_T = \dot{z}_T = 0$ à $t = 0$), à partir de l'éq. (II.35) nous obtenons

$$z_T(t) = \frac{F_0 t^2}{2 m_T} \quad (\text{II.36})$$

soit l'équation du mouvement du satellite cible sous l'action de la force indicielle F_0 .

ANNEXE III

RELATION ENTRE LA RATIO D'ÉNERGIE CINÉTIQUE APRÈS IMPACT ET LE COEFFICIENT DE RESTITUTION

Il est possible de mettre en relation le ratio d'énergie cinétique après impact (Q) et le coefficient de restitution (e) lorsque aucun mécanisme compliant n'est installé sur le satellite chasseur. Ainsi, considérons l'impact centré d'un satellite chasseur de vitesse initiale $v_C(t_0)$ avec un satellite cible de vitesse initiale nulle (i.e. $v_T(t_0) = 0$). À partir de l'éq. (4.31), le coefficient de restitution suite à cet impact sera alors décrit par

$$e = \frac{v_T(t_2) - v_C(t_2)}{v_C(t_0)} \quad (\text{III.1})$$

où $v_T(t_2)$ et $v_C(t_2)$ sont respectivement les vitesses après impact du satellite cible et du satellite chasseur. Si nous isolons $v_C(t_2)$ de l'éq. (III.1) nous obtenons

$$v_C(t_2) = v_T(t_2) - ev_C(t_0). \quad (\text{III.2})$$

Nous savons qu'il doit nécessairement y avoir conservation de la quantité de mouvement car aucune énergie externe n'est ajoutée au système durant l'impact. Ainsi, d'après l'éq. (4.24), nous avons que

$$m_C v_C(t_0) = m_C v_C(t_2) + m_T v_T(t_2) \quad (\text{III.3})$$

où m_T et m_C sont respectivement les masses du satellite cible et du satellite chasseur. En isolant $v_C(t_0)$ de l'éq. (III.3) nous obtenons

$$v_C(t_0) = v_C(t_2) + \frac{m_T}{m_C} v_T(t_2). \quad (\text{III.4})$$

En remplaçant $v_C(t_2)$ de l'éq. (III.2) dans l'éq. (III.4), nous obtenons

$$v_C(t_0) = v_T(t_2) - e v_C(t_0) + \frac{m_T}{m_C} v_T(t_2). \quad (\text{III.5})$$

En isolant $v_T(t_2)$ de l'éq. (III.5) nous avons

$$\begin{aligned} v_T(t_2) &= \frac{(e+1) v_C(t_0)}{\frac{m_T}{m_C} + 1} \\ &= \frac{m_C (e+1) v_C(t_0)}{m_T + m_C}. \end{aligned} \quad (\text{III.6})$$

En remplaçant $v_T(t_2)$ de l'éq. (III.6) dans l'éq. (III.4), nous obtenons

$$v_C(t_0) = v_C(t_2) + \frac{m_T (e+1) v_C(t_0)}{m_T + m_C}. \quad (\text{III.7})$$

et en isolant $v_C(t_2)$, nous avons

$$v_C(t_2) = -\frac{m_T (e+1) v_C(t_0)}{m_T + m_C} + v_C(t_0). \quad (\text{III.8})$$

D'après les éqs. (4.26) et (4.32) le ratio d'énergie cinétique après impact peut s'écrire

$$\begin{aligned} Q &= \frac{K_{TC}(t_2)}{K_{TC}(t_0)} \\ &= \frac{m_C v_C^2(t_2) + m_T v_T^2(t_2)}{m_C v_C^2(t_0)}. \end{aligned} \quad (\text{III.9})$$

En insérant les éqs. (III.6) et (III.8) dans l'éq. (III.9) et en éliminant les termes $v_C^2(t_0)$ nous obtenons

$$\begin{aligned}
Q &= \left\{ -\frac{m_T(e+1)}{m_T+m_C} + 1 \right\}^2 + \frac{m_T}{m_C} \left\{ \frac{m_C(e+1)}{m_T+m_C} \right\}^2 \\
&= 1 + \frac{m_T^2(e+1)^2}{(m_T+m_C)^2} - \frac{2m_T(e+1)}{m_T+m_C} + \frac{m_T m_C(e+1)^2}{(m_T+m_C)^2} \\
&= 1 + \frac{(m_T+m_C)m_T(e+1)^2}{(m_T+m_C)^2} - \frac{2m_T(e+1)}{m_T+m_C} \\
&= 1 + \frac{m_T \{ (e+1)^2 - 2(e+1) \}}{m_T+m_C} \\
&= 1 + \frac{m_T(e+1)(e-1)}{m_T+m_C} \\
Q &= 1 + \frac{(e+1)(e-1)}{1 + \frac{m_C}{m_T}} \tag{III.10}
\end{aligned}$$

L'éq. (III.10) permet donc de mettre en relation le ratio Q et le coefficient de restitution e lors d'un impact centré des deux satellites en absence de mécanisme compliant et pour une vitesse initiale nulle du satellite cible.